

ESCUELA POLITÉCNICA SUPERIOR  
DEPARTAMENTO DE MECÁNICA DE MEDIOS CONTINUOS Y  
TEORÍA DE ESTRUCTURAS

## TRABAJO DE FIN DE GRADO

DISEÑO Y CÁLCULO PRELIMINAR DE UN MÓDULO DE  
UNA ESTACIÓN ESPACIAL

Autor: Alberto Gómez Cabrera

Tutor: D. Enrique Barbero Pozuelo

Titulación: Grado en Ingeniería en Tecnologías Industriales

Escuela Politécnica Superior. Leganés, 2018



## **RESUMEN**

Con la Estación Espacial Internacional afrontando sus últimos años, las agencias espaciales y las grandes empresas de aeronáutica ya piensan en otro gran proyecto que la sustituya. Uno de estos grandes objetivos es la creación de otra estación orbital, esta vez en la Luna, que pueda servir de conexión con futuras misiones de exploración de Marte o de la misma Luna.

El objetivo de este Trabajo de Fin de Grado consiste en el diseño y cálculo estructural de un módulo para una estación espacial que orbite alrededor de la Luna.

Esta memoria está dividida en dos partes perfectamente diferenciadas. Una primera parte consiste en el diseño del módulo, donde se especifican todas las prestaciones que debe cumplir, así como las dimensiones que va a tener y los materiales que se van a utilizar. En segundo lugar, utilizando un modelo simplificado del diseño expuesto en la primera parte, se procederá, mediante el programa de elementos finitos Abaqus, al cálculo de las fuerzas y deformaciones que soportará cuando se den las condiciones más críticas, que será durante el despegue.



# Índice de contenidos

<b>1. Introducción.....</b>	<b>1</b>
1.1 Motivación .....	1
1.2 Objetivo .....	1
1.3 Estructura del trabajo .....	2
<b>2. Antecedentes históricos.....</b>	<b>3</b>
2.1 Estaciones Salyut .....	3
2.2 Skylab .....	4
2.3 Mir .....	6
2.4 Estación Espacial Internacional.....	9
2.5 Tiangong.....	10
2.6 Proyectos futuros.....	11
<b>3. Requisitos previos.....</b>	<b>13</b>
3.1 Posición de la estación.....	13
3.2 Cohete.....	14
3.3 Estructura del módulo .....	17
3.4 Requisitos estructurales .....	19
<b>4. Diseño .....</b>	<b>20</b>
4.1 Material .....	20
4.2 Diseño exterior.....	23
4.2.1 Casco.....	23
4.2.2 Paneles solares .....	24
4.2.4 Otros elementos .....	31
4.3 Diseño interior .....	32
4.3.2 Comida .....	33
4.3.3 Agua.....	34
4.3.4 Oxígeno.....	35
4.3.5 Instalaciones de supervivencia básica.....	35
4.3.6 Baterías.....	36
4.3.7 Otros elementos .....	37
4.4 Peso y dimensiones definitivas .....	37
4.5 Diseño definitivo de la estación .....	38
<b>5. Análisis estructural .....</b>	<b>41</b>

<b>5.1 Simplificación del modelo .....</b>	<b>41</b>
<b>5.2 Análisis del despegue.....</b>	<b>42</b>
<b>5.3 Análisis de la presurización.....</b>	<b>46</b>
<b>5.4 Resultados del análisis estructural.....</b>	<b>48</b>
<b>6. Presupuesto y dedicación del proyecto .....</b>	<b>51</b>
<b>7. Conclusión.....</b>	<b>52</b>

# Índice de figuras

Figura 1: Salyut 1 (Derecha) durante el acoplamiento con una Soyuz (Izquierda) [1].....	4
Figura 2: Esquema del Skylab en el que se muestran cada una de las partes del laboratorio [2] .....	5
Figura 3: Módulo central de la Mir, DOS-7 [3] .....	6
Figura 4: Transbordador Atlantis acoplado a la Mir durante la misión STS-71 [3] .....	8
Figura 5: Módulo Zarya en órbita [4] .....	9
Figura 6: Partes de la Estación Espacial Internacional [5] .....	10
Figura 7: Estación espacial Tiangong 1 [6] .....	11
Figura 8: Diseño actual de la estación Gateway [9] .....	12
Figura 9. Puntos de Lagrange en el sistema Tierra-Luna [3] .....	13
Figura 10: Tiempo de viaje hacia la órbita halo del punto EML-2 directamente y ayudándose con el impulso gravitatorio de la Luna [10].....	14
Figura 11: Capacidad de carga de los cohetes SLS a distintas distancias [21] .....	16
Figura 12. Cohetes americanos de mayor capacidad [21] .....	16
Figura 13: Espacio disponible en el cohete SLS Block 1B con la nave Orión colocada en su parte superior [22].....	17
Figura 14: Dimensiones máximas que podrá tener el módulo a diseñar.....	18
Figura 15: Aceleración de un cohete SLS durante toda la duración del despegue [23] .....	19
Figura 16: Composición típica del casco de una nave espacial. Se pueden apreciar sus distintas partes [27] .....	21
Figura 17: Multi-Layer Insulation [31].....	23
Figura 18: Casco diseñado.....	24
Figura 19: Panel ROSA instalado en la ISS [35].....	25
Figura 20: Diseño de la NASA para un sistema de paneles solares desplegable [35] .....	26
Figura 21: Paneles plegados durante el despegue.....	27
Figura 22: Paneles desplegados .....	27
Figura 23: Elementos del sistema IDA [38] .....	29
Figura 24: Sistema LIDS/NDS de la NASA [37].....	29
Figura 25: Versión mejorada del APAS-95 desarrollada por RKK Energía [37] .....	30
Figura 26: Sistemas de acoplamiento diseñados. En la imagen de abajo se pueden apreciar los tres puertos de atraque instalados .....	30
Figura 27: La Tierra vista desde el módulo Cúpula de la ISS [40].....	31
Figura 28: En amarillo, las sujeciones que se han diseñado.....	31
Figura 29: Interior del módulo diseñado. La silueta que se puede apreciar mide 2 metros de longitud. ....	32
Figura 30: A la izquierda, traje utilizado en la actualidad en la ISS. En el centro y a la derecha, prototipos de traje espacial en desarrollo (NASA). [41] .....	33
Figura 31: Bandeja de comida en una nave shuttle [43].....	33
Figura 32: Reciclaje del agua en la ISS [45] .....	34
Figura 33: Sistema WHC antes de ser situado en el Node 3 de la ISS [49] .....	36
Figura 34: Módulo en cohete. Se puede apreciar que cabe en el hueco proporcionado.....	39
Figura 35: Proposición de estación lunar con dos módulos.....	39
Figura 36 Estación espacial diseñada en la órbita de la Luna .....	40

Figura 37: Arriba, perfil de aceleraciones introducido en el análisis estructural. Abajo, perfil de aceleraciones del cohete SLS. [23] .....	42
Figura 38: Boceto de la estructura del módulo durante el despegue.....	43
Figura 39: Propiedades del Aluminio 7050-T7451 introducidas en Abaqus .....	43
Figura 40: Distribución de las secciones de la estructura .....	43
Figura 41: Boceto de la distribución de las vigas en el módulo .....	44
Figura 42: Distribución de las secciones de las vigas .....	44
Figura 43: Aceleración en función del tiempo y cargas introducidas en Abaqus .....	45
Figura 44: Empotramiento en la base del módulo.....	45
Figura 45: Malla utilizada durante el análisis del despegue .....	46
Figura 46: Boceto de la estructura del módulo durante el análisis de presión .....	46
Figura 47: Distribución de presiones y empotramiento durante el análisis de presión .....	47
Figura 48: Malla utilizada durante el análisis de presión.....	47
Figura 49: Valores de desplazamiento, deformación y tensión de Von Mises durante el primer análisis del despegue .....	48
Figura 50: Valores de desplazamiento, deformación y tensión de Von Mises durante el análisis de presurización .....	49
Figura 51: Valores de desplazamiento, deformación y tensión de Von Mises durante el segundo análisis del despegue .....	50
Figura 52: Gráfico de la dedicación a cada una de las partes del proyecto .....	51



## Índice de tablas

Tabla 1: Materiales de construcción del Node-3 [24] .....	20
Tabla 2: Propiedades mecánicas del aluminio 2219-T851 [25] .....	21
Tabla 3: Propiedades mecánicas del aluminio 7050-T7451 [26] .....	21
Tabla 4: Propiedades mecánicas del aluminio AL-6061-T6 [28] .....	22
Tabla 5: Propiedades mecánicas del Kapton® Type HN [30].....	22
Tabla 6: Peso de la estructura de cada una de las partes del casco .....	24
Tabla 7: Peso del aislante térmico de cada una de las partes del casco .....	24
Tabla 8: Peso total del casco del módulo .....	24
Tabla 9: Peso de cada uno de los elementos del sistema fotovoltaico.....	26
Tabla 10: Peso total de cada uno de los elementos del módulo .....	38
Tabla 11:Coste total del proyecto .....	51

# **1. Introducción**

## **1.1 Motivación**

Aunque en la actualidad la exploración espacial no despierta tanto interés como en décadas pasadas, la búsqueda de conocimiento sobre el espacio y los planetas que nos rodean sigue siendo uno de los grandes objetivos de la ciencia en la actualidad.

Con una Estación Espacial Internacional con fecha de caducidad, es necesario un nuevo proyecto para poder seguir desarrollando retos en el campo de la ciencia aeroespacial. Por ello, la creación de una nueva estación, pero esta vez en la órbita de la Luna, es uno de los puntos fuertes que ahora mismo tienen en mente las grandes agencias espaciales como la NASA o la ESA (Estación espacial Gateway).

Esta estación puede ser de gran utilidad en misiones de exploración, tanto tripuladas como no, del satélite terrestre. Además, puede servir de enlace con misiones tripuladas al planeta Marte, que es otro de los grandes objetivos de estas agencias para los próximos años, pudiendo ser utilizada como estación de repostaje en cohetes dirigidos a Marte.

A pesar de todos los problemas que puedan surgir desde los gobiernos y las administraciones por temas de plazo y presupuestos, parece claro que el futuro de la exploración espacial pasa por la creación de una estación espacial en la órbita de la Luna.

De esta necesidad surge el proyecto de desarrollar el primero de los módulos que formarán la futura estación lunar. El diseño se centrará en las propiedades estructurales del módulo, considerando el peso máximo y las dimensiones que un cohete actual puede soportar.

Se tendrá en cuenta durante todo el proyecto que el módulo diseñado será el primero de una serie de módulos que formarán en conjunto la estación. Por eso, este primer módulo tendrá capacidad para albergar simplemente el soporte vital necesario para la supervivencia de los tripulantes hasta la llegada del resto de módulos en distintos cohetes.

Se supondrá un periodo de estancia medio, de 3 a 6 meses, para llevar a cabo el viaje hasta la órbita lunar y realizar la fase de colocación del módulo en el punto indicado. Para realizar esta labor, se necesitará una tripulación mínima y se obviará cualquier elemento que no sea necesario.

Durante toda la parte de diseño se tratará de utilizar la mejor tecnología para cada uno de los elementos del módulo, pensando siempre en sus dimensiones y peso. En la parte de análisis se tratará de simplificar tanto la geometría como las cargas que se deberán soportar para poder sacar unas conclusiones...

## **1.2 Objetivo**

El objetivo de este trabajo es realizar un diseño lo más realista posible teniendo en cuenta que la gran cantidad de factores que pueden afectar a este proyecto. Se tratará de buscar influencia en las estaciones espaciales que han pasado por nuestra historia, así como en los grandes programas existentes en la actualidad.

También se van a intentar delimitar las dimensiones y el peso máximo que se podrá poner en órbita a partir de los cohetes existentes en la actualidad y de las posiciones viables para situar la estación.

Después de esto se procederá a elegir cada uno de los elementos que van a formar parte del módulo, comprobando que caben en la cofia del cohete elegido y que el total de su peso no supera la masa máxima admisible.

Una vez realizado la totalidad del diseño, se va a proceder a simplificar la geometría para proceder a realizar un análisis preliminar de las cargas más críticas que van a afectar a la estructura.

### **1.3 Estructura del trabajo**

Esta memoria estará dividida en varios capítulos, pero la principal diferenciación se hará en dos partes: diseño del módulo y análisis del mismo.

El segundo de los capítulos de esta memoria, después de la introducción consistirá en una pequeña reseña histórica sobre las primeras estaciones espaciales que se concibieron, cómo se llevaron a cabo y qué las diferenciaba del resto. También se contará en este apartado los proyectos para el futuro que tienen algunas de las agencias espaciales más importantes. Este capítulo también ayudará a tomar como referente proyectos de estaciones que ya se han llevado a cabo.

El tercero de los capítulos expondrá los requisitos previos que limitarán el diseño del módulo, tratando de delimitar las dimensiones y el peso que tendrá este módulo, en un intento de que este proyecto sea lo más realista posible.

El cuarto capítulo comprenderá la totalidad del diseño del módulo, dividiéndose en dos partes principales: diseño de todos los elementos del exterior para determinar las dimensiones máximas del módulo y diseño de los elementos que tendrá en su interior para calcular el peso total que comprenderá dicho módulo.

El quinto capítulo tratará de analizar estructuralmente y de manera simplificada el diseño expuesto en el capítulo anterior, especificando todas las cargas que soportará a lo largo de su vida útil y seleccionando para el estudio las más críticas.

El sexto capítulo definirá el presupuesto que ha implicado el diseño de este proyecto, desde la mano de obra hasta las herramientas utilizadas. También se va a señalar la dedicación que ha supuesto la creación de cada uno de sus apartados.

Por último, habrá un capítulo en el que se expondrán las conclusiones sacadas de cada una de las partes de este trabajo y los planes para el futuro si dicho proyecto se lleva a cabo. También se podrá encontrar al final de esta memoria una lista de todas las referencias bibliográficas que se han utilizado.

## 2. Antecedentes históricos

Desde que comenzó la exploración espacial, todas las agencias espaciales tenían como objetivo a largo plazo establecer un hábitat fuera de nuestro planeta en el que seres humanos pudiesen vivir de forma permanente. Tras la Segunda Guerra Mundial, en plena carrera espacial entre Estados Unidos y la Unión Soviética, se comenzó a estudiar la viabilidad de estos hábitats en la Órbita Baja Terrestre.

Dio así comienzo el desarrollo de las estaciones espaciales, desde las primeras estaciones soviéticas hasta la Estación Espacial Internacional.

### 2.1 Estaciones Salyut

En los años sesenta del siglo XX, en plena carrera espacial con Estados Unidos, la URSS desarrolló varios proyectos de estaciones espaciales, entre los que destacó el laboratorio orbital militar OPS (Orbitalnaia Pilotiruemaia Stantsia/Орбитальная Пилотируемая Станция, ОПС, “estación orbital tripulada”), llevado a cabo por la oficina de diseño OKB-52. Posteriormente fue bautizado con el nombre de Almaz (“diamante” en ruso). Esta estación, con un peso de veinte toneladas, sería lanzada con una tripulación de 3 personas, por lo que disponía de una cápsula de retorno.

Uno de los principales objetivos de este proyecto era la puesta en órbita del telescopio Agat para la observación de los territorios enemigos desde la órbita baja terrestre.

Entretanto, la oficina de diseño OKB-1, la más importante de la URSS, estaba centrada en el desarrollo del programa lunar soviético y del programa Soyuz, entre otros. Esta oficina planteó una estación espacial gigante, la MKBS, pero no pasó de la simple propuesta, ya que el programa tripulado lunar era la principal prioridad de la OKB-1.

La viabilidad de los proyectos de la oficina OKB-52 fue cuestionada por diversos políticos del Politburó, pero el temor del ejército soviético de que se hiciese realidad el proyecto MOL (“Manned Orbiting Laboratory”) de los Estados Unidos contrarrestó la oposición política al proyecto Almaz, por lo que su desarrollo pudo seguir adelante. Aun así, la previsión de realizar el primer lanzamiento en 1969 fue descartada a causa de su complejidad.

Finalmente, debido a los retrasos de Almaz, se decidió que el laboratorio OPS de la OKB-52 sería construido, pero se utilizarían las naves Soyuz de la OKB-1 para el transporte de la tripulación, en contraposición de la nave desarrollada por los ingenieros de la OKB-52.

En el año 1969, coincidiendo con la llegada del Apolo 11 estadounidense a la superficie lunar, se produce el fracaso en los lanzamientos de los primeros cohetes N1, que debían llevar cosmonautas soviéticos a la Luna. Al haber perdido la carrera lunar, el único proyecto tripulado soviético con posibilidades realistas de ser llevado a cabo era la estación Almaz. Además, aunque ese mismo año había sido cancelado el MOL, Estados

Unidos había anunciado que iba a poner en órbita la estación Skylab en la próxima década.

Con esta situación, algunos miembros de la OKB-1 proponen utilizar los exitosos sistemas de la Soyuz para acelerar la creación de la Almaz. La negativa del ingeniero jefe de esta oficina, que creía que esta iniciativa supondría una distracción al programa lunar, no impidió el nacimiento en 1970 del proyecto DOS (Dolgovremennaya Orbitalnaya Stantsia/Долговременная Орбитальная Станция, ДОС, “estación orbital de larga duración”) como una fusión de la OPS y la Soyuz.

La primera estación espacial de la historia es lanzada el 19 de abril de 1971 con el nombre de Salyut 1 (Salyut/Салют, “saludo”). La URSS se había adelantado finalmente al Skylab de Estados Unidos. Las estaciones Salyut supusieron todo un éxito en el programa espacial soviético, encadenando un éxito tras otro y batiendo continuamente récords de estancia en el espacio. Todas estas estaciones recibieron la visita de al menos una misión tripulada.



*Figura 1: Salyut 1 (Derecha) durante el acoplamiento con una Soyuz (Izquierda) [1]*

Como el Skylab era una nave civil y el programa MOL había sido cancelado, las autoridades soviéticas consideraron oportuno ocultar la naturaleza militar de alguna de estas naves (Salyut 2, 3 y 5).

En 1982 se lanzó la última nave Salyut, la Salyut 7, aunque el programa DOS siguió adelante. En 1986 era lanzada la siguiente nave de dicho programa, pero esta vez bajo el nombre de Mir (“Paz” en ruso). [1]

## **2.2 Skylab**

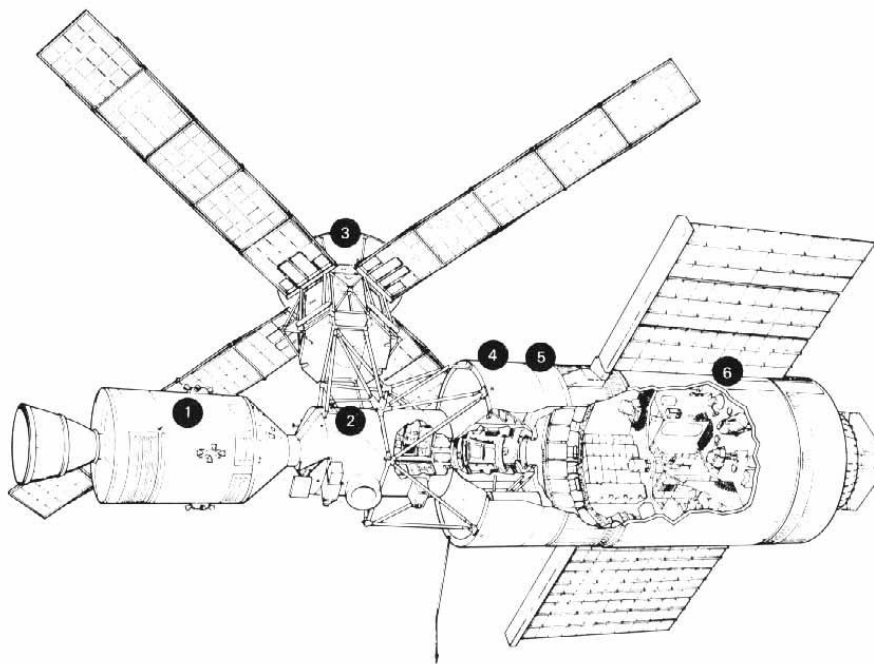
Con la lucha por ser la primera potencia en pisar la luna ganada, Estados Unidos consideró que el siguiente paso en la carrera espacial era la creación de un hábitat en el espacio, donde los astronautas pudiesen permanecer durante largos periodos de tiempo.

El Skylab surgió a partir del Apollo Applications Program de finales de los 60 y principio de los 70, que buscaba continuar con el desarrollo de los sistemas probados con

éxito en el aterrizaje en la Luna. Con este programa se pretendía estudiar el efecto sobre el cuerpo humano que tenía vivir durante largos periodos de tiempo en el espacio.

Así, dos años después del lanzamiento de la primera Salyut, la NASA puso en órbita en mayo de 1973 el laboratorio orbital Skylab. Tenía un peso de 70 toneladas y una longitud de 35 metros, siendo mucho más grande que la estación soviética.

Esta nave tenía cuatro partes principales: el taller Orbital (OWS, “Orbital Workshop”), el módulo Airlock (AM, “Airlock Module”), el sistema de acoplamiento múltiple (MDA, “Multiple Docking Adapter”) y el telescopio Apollo (ATM, “Apollo Telescope Mount”). EL OWS era el principal compartimento de trabajo y vida de los astronautas, el AM permitía a los astronautas realizar caminatas espaciales, el MDA permitía el acoplamiento de naves Apollo y el ATM contenía un telescopio de observación solar y cuatro paneles solares de soporte adicionales.



*Figura 2: Esquema del Skylab en el que se muestran cada una de las partes del laboratorio [2]*

Durante el lanzamiento la estación sufrió varios daños: perdió el escudo solar y parte del escudo contra asteroides, cuyas partes impidieron el despliegue de uno de los paneles solares. Dichos daños provocaron un déficit de energía en la nave y un sobrecalentamiento que hacía imposible la estancia en su interior.

Estos hechos retrasaron la llegada de los primeros tripulantes, que estaba programada para realizarse 24 horas después de la puesta en órbita del laboratorio. Finalmente, cinco días después del lanzamiento del Skylab, llegó la primera misión tripulada, que se encargó de realizar las reparaciones necesarias para salvar la estación y hacerla habitable.

Estos arreglos no serían suficientes, y el 8 de febrero de 1974 la última tripulación abandonaba el Skylab, menos de un año después de su lanzamiento. En 1979 se desintegró en la atmósfera terrestre.

A pesar de su corto periodo de vida, en este laboratorio orbital se pudieron realizar numerosos experimentos de observación terrestre, astronomía, procesamiento de materiales y estudios biomédicos. Sus ensayos más importantes fueron las investigaciones que se realizaron sobre el impacto fisiológico que sufrían los astronautas tras una larga estancia en órbita.

### 2.3 Mir

Con las estaciones Salyut como antecedente, la URSS puso en órbita el 20 de febrero de 1986 el módulo central de la estación Mir, que con el tiempo se acabó convirtiendo en la primera estación en la que vivieron humanos de forma continuada, con la excepción de algún periodo de tiempo aislado. Estaba concebida para un tiempo de vida de 5 años, pero superó todas las expectativas.

Construida por la oficina de diseño NPO Energía, antigua OKB-1, se trataba de la séptima nave de tipo DOS lanzada al espacio (las estaciones Salyut eran de tipo DOS y de tipo OPS). El origen de esta estación se remonta a 1976, cuando se decidió que las estaciones DOS-7 y DOS-8 tuviesen múltiples puertos de atraque. En principio se plantearon 4 puertos de atraque, pero finalmente en 1978 se aumentó a 6. Dos se encontrarían en los extremos longitudinales de la estación y los otros cuatro en la parte cilíndrica, aunque un año más tarde se optó por situar 5 de estos puertos en un nodo esférico, lo que supuso un cambio sustancial con respecto a las estaciones DOS anteriores.



Figura 3: Módulo central de la Mir, DOS-7 [3]

Para completar la estación, en 1981 se decidió que se iban a utilizar unos nuevos módulos denominados 37K, de unas 10 toneladas y sin sistemas de propulsión, por lo que se ahorraba mucha carga y espacio. Estos módulos alcanzarían la estación mediante un remolcador en el que se situarían todos los sistemas de navegación y propulsión.

En noviembre de 1981, con el apoyo de los militares, el gobierno soviético mandó construir cuatro módulos llamados TsM (*Tselevoi Modul*, “módulo de misión”). El

primero de ellos sería el TsM-D (*Doosnaschenie*, “equipamiento”), o 37KD, que llevaría un puerto de atraque y equipos necesarios para la supervivencia de la tripulación. También se construirían el TsM-T o 37K, un módulo con tecnología para fabricar elementos en microgravedad, el TsM-P o 37KP (*Prikladnoi*, “aplicado”), con sistemas militares y para el estudio de la atmósfera terrestre, y el TsM-G o 37KG (*Gruzovoi*, “carga”), empleado para llevar suministros a la estación. Dependiendo de la duración de la estación Mir, se había planteado el envío de varios de estos últimos módulos.

Se comenzó a construir un módulo 37K experimental, llamado 37KE, que, aunque tendría una longitud menor al resto de módulos 37K, utilizaría un remolcador de mayor tamaño. En 1984 se decidió realizar un cambio drástico al cancelar los módulos 37K y sustituirlos por los 77KS, de mayor tamaño. Éstos permitían enviar a la estación hasta 5 toneladas de carga útil, frente a las 3 de los 37K. Además, se había comprobado que los 37K iban a ser más caros y complejos de lo que se había pronosticado.

Con los nuevos módulos, la estación tendría un tamaño mucho mayor que el previsto, implicando que la mayoría de su masa estaría formada por estos módulos (80 toneladas de los 77KS frente a 20 toneladas del módulo DOS).

Los 77KS eran módulos especializados. La parte trasera, con los propulsores, era igual en todos, pero la parte frontal variaba su forma en función del objetivo de cada módulo. El traslado a los puertos de atraque se realizaría mediante un brazo robot instalado en cada uno de los módulos.

Finalmente, la estación Mir estaría formada por los siguientes elementos: el módulo 37KE o Kvant, cuya construcción estaba demasiado avanzada como para cancelarla, y 4 módulos 77KS. Estos serían el 77KSD (Módulo D o Kvant 2), el 77KST (Módulo T o Kristall), el 77KSO (Módulo O o Spektr) y el 77KSI (Módulo I o Priroda).

El módulo Kvant llevaría telescopios de rayos X. El Kvant 2 incluiría una esclusa de gran tamaño y sistemas de soporte vital, entre los que había una ducha. El Kristall llevaría un puerto de atraque para los transbordadores Burán y diversos experimentos para la fabricación de materiales y medicamentos en el espacio. Por su parte, el Priroda llevaría diversos instrumentos para estudiar la atmósfera terrestre. Y el módulo Spektr llevaba el sistema Oktava, cuya labor era desarrollar tecnologías para interceptar misiles balísticos.

El gobierno ordenó que la estación debía comenzar a lanzarse en 1986, pero aún existían varios problemas técnicos: el módulo central DOS-7 estaba sin terminar y sobrepasaba el peso máximo admisible. Además, para entonces, la estación Salyut 7 seguía operativa y en buenas condiciones, por lo que hubo diversas críticas con esta decisión.

Para reducir el peso de la DOS-7 hubo que enviar diversos sistemas a bordo de otros módulos. Además, se tuvo que eliminar uno de los paneles solares y sustituirlo por otro desplegable que sería montado por los cosmonautas. También se aumentó la potencia del cohete Protón-K y se cambió la inclinación orbital en la que se situaría la nave en un principio.



Tras algún retraso por fallos en el lanzamiento, el 20 de febrero de 1986 se puso en órbita la primera estación DOS de cuarta generación bajo el nombre de Mir. El 13 de marzo de 1986 despegaron los primeros cosmonautas a la estación.

Al encontrarse en el mismo plano orbital que la Salyut 7, se pudieron realizar viajes entre ambas estaciones, en los cuales, los cosmonautas trasladaron varios sistemas a la nueva estación.

El 31 de marzo de 1987 se lanzó el primer módulo de la Mir, el Kvant (37KE). El Kvant 2 (77KSD) despegó el 26 de noviembre de 1989 y el Kristall (77KST) el 31 de mayo de 1990. Con la crisis económica derivada de la caída de la URSS, el lanzamiento de los módulos Spektr (77KSO) y Priroda (77KSI) tuvo que ser retrasado indefinidamente.

Al caer la Unión Soviética, Rusia heredó su programa espacial. En 1993 se acordó con Estados Unidos la creación de una estación espacial conjunta, pero antes se realizarían misiones en común. Cosmonautas rusos viajaron en transbordadores de la NASA y astronautas norteamericanos vivieron a bordo de la Mir. Hasta en diez ocasiones se acoplaron transbordadores americanos a la estación, dentro del programa Shuttle-Mir.

Con la nueva inversión de Estados Unidos en el programa espacial ruso, se pudieron terminar los módulos Spektr y Priroda, aunque con diversos cambios en el diseño. El Spektr renunciaba a cargar el experimento militar Oktava y el Priroda era arrebatado de sus paneles solares, siendo el primer módulo en ser lanzado sin ellos. Además, se añadió un nuevo módulo que facilitaba el acoplamiento de los transbordadores en la Mir.



*Figura 4: Transbordador Atlantis acoplado a la Mir durante la misión STS-71 [3]*

Este programa de colaboración permitió, a pesar de los roces iniciales, que ambas potencias espaciales pudiesen realizar misiones conjuntas y aprendiesen la una de la otra.

Durante estos años, Rusia planeaba sustituir la estación Mir por una de menor tamaño, la Mir-2, pero los planes de Estados Unidos conducían hacia la creación de la Estación Espacial Internacional. Así, en 1998 se lanzó el primer módulo de la ISS, el Zarya, por lo que la Mir, que comenzaba a dar problemas debido a su larga edad, se convirtió en un inconveniente.

Finalmente, y tras varios intentos fallidos de privatizarla o traerla de vuelta, la Mir reentró en la atmósfera terrestre el 23 de marzo de 2001, tras 15 años en el espacio. [3]

## 2.4 Estación Espacial Internacional

El 20 de noviembre de 1998 se ponía en órbita el módulo ruso 77KM o FGB (Funktsionalno-Gruzovoi Blok/Функционально Грузовой Блок, “Bloque Funcional y de Carga”), más conocido como Zarya (“aurora”). Era el comienzo de la construcción de la Estación Espacial Internacional, fruto de la cooperación entre los programas espaciales ruso y estadounidense iniciada en 1993. Sería el comienzo de la mayor estructura artificial en el espacio hasta la fecha. Este primer módulo, de diseño y construcción rusa, fue financiado por la NASA y era similar a los módulos 77K utilizados en la Mir. [4]



*Figura 5: Módulo Zarya en órbita [4]*

El segundo módulo, el norteamericano Unity, fue puesto en órbita dos semanas después de Zarya. El 12 de julio del año 2000 se añadió el tercer módulo a la estación, Zvezda, que contenía los sistemas de supervivencia necesarios para comenzar a recibir astronautas. La primera tripulación permanente llegó en noviembre del año 2000, compuesta por un astronauta estadounidense y dos cosmonautas rusos.

En abril de 2002 se instaló el principal componente del soporte en el que se colocarían los paneles solares de gran tamaño que surtirían de potencia eléctrica al total de la estación. El almacén principal se completó en noviembre de ese mismo año.

Aunque sigue habiendo planes de construcción de nuevos módulos para la estación, el plan de las agencias espaciales es el de dejar de operar la estación a partir de 2020. Se ha planteado ampliar su periodo de vida unos años más, pero la NASA pretende centrar sus esfuerzos en desarrollar el cohete SLS y la nave Orión, y Rusia tiene intención de construir una estación propia utilizando los módulos más modernos de la ISS. [4]

En septiembre de 2011 la agencia espacial china puso en órbita el laboratorio espacial Tiangong 1 (天宫一号, “palacio celeste” en mandarín), una pequeña estación de

8,5 toneladas, 9 metros de longitud y 3,35 metros de diámetro máximo. Se convertía así en la estación más pequeña puesta en órbita (Las estaciones Salyut y el Skylab superaban las 20 toneladas). Esto se debía a la carencia de China de lanzadores suficientemente potentes.

La estación estaba formada por un módulo de laboratorio y un módulo de servicio. Estaba dotada de unos 15 metros cúbicos de sección presurizada en la que se encontraba el soporte vital necesario. Disponía de un único puerto de atraque en la zona frontal que permitía la unión con las naves Shenzhou.



*Figura 7: Estación espacial Tiangong 1 [6]*

Tras haber recibido tres visitas de astronautas chinos, se decidió mantener la nave en órbita para estudiar la degradación de los sistemas de vuelo. En diciembre de 2015 se perdió el control de la estación y en abril de 2018 se desintegró al reentrar en la atmósfera terrestre. [6]

Antes de la pérdida de la Tiangong 1, China ya tenía planeado el lanzamiento de la estación Tiangong 2, que se realizó el 15 de septiembre de 2016. Esta nueva estación, actualmente en órbita, tiene unas características similares a su predecesora, pero incorpora mayor número de experimentos científicos a bordo. [7]

## **2.6 Proyectos futuros**

Una vez se complete la vida útil de la Tiangong 2, China tiene planeada la construcción de una estación espacial de gran tamaño. Ésta, al igual que sus antecesoras, se encontraría en órbita baja terrestre, y tendría un peso de unas 60 toneladas. Tendría un diseño modular al igual que la actual ISS. [6]

Por su parte, la NASA tiene como objetivo abandonar la órbita terrestre en para crear una estación alrededor de la Luna. Una de las propuestas es la creación de un nuevo Skylab de mayor tamaño, el Skylab II. Uno de los grandes beneficios de este concepto es

la sencillez, pues estaría formado por un único bloque. Además, habría que realizar pocos lanzamientos para poner la estación en órbita. [8]

Otro proyecto de la NASA para la creación de una estación lunar, y posiblemente el más avanzado, es la estación Gateway. Este programa nació de la colaboración con Rusia, aunque su contribución ha ido disminuyendo debido a los recientes desencuentros diplomáticos. Esta estación estaría formada por 6 módulos, tres estadounidenses, dos europeos y uno japonés, y serviría de puente con futuras misiones en Marte. [9]

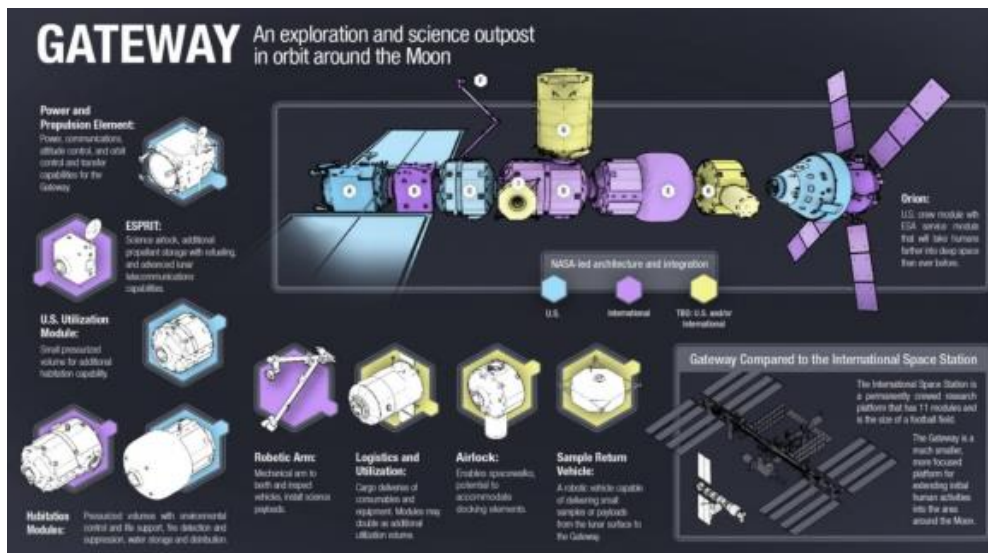


Figura 8: Diseño actual de la estación Gateway [9]

### 3. Requisitos previos

#### 3.1 Posición de la estación

Es necesario conocer la posición en la que se va a situar la estación, para calcular hasta dónde hay que lanzar el módulo. El lugar óptimo para la colocación será uno de los Puntos de Lagrange, ya que son puntos donde las fuerzas gravitatorias de la Luna y la Tierra se compensan, manteniendo a la estación fija. El punto elegido es el punto L2, que se encuentra en la recta que une la Luna y la Tierra y está situado más allá de la Luna. Este punto, también conocido como EML-2 (Earth-Moon L-2, para distinguirlo del punto L2 del sistema Tierra-Sol), está situado a 467000 km de la Tierra y a unos 6500 km de la cara oculta de la Luna. [10]

Esta posición, junto con los puntos L1 y L3, es un punto inestable, por lo que se debería tener en cuenta que habrá que recolocarlos de vez en cuando, lo cual supondría un gasto extra de combustible. Este no es un problema ajeno a la actual ISS, ya que su cercanía a la Tierra hace que vaya perdiendo unos 2 km de altitud al mes, y periódicamente tengan que recolocar la órbita. Aun así, el desplazamiento de una estación en un punto de Lagrange sería mucho menor que el que sufre la ISS. [11]

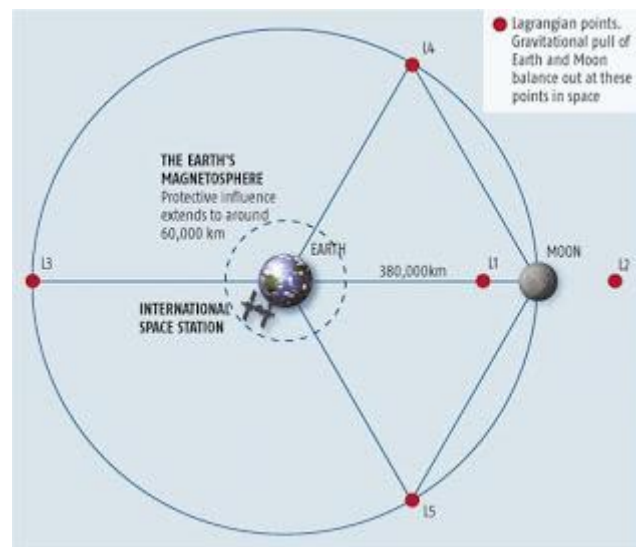


Figura 9. Puntos de Lagrange en el sistema Tierra-Luna [3]

Otro de los problemas que supondría la colocación de la estación en ese lugar podrían ser las comunicaciones. Al estar la Luna entre la estación y la Tierra, las comunicaciones no podrían realizarse directamente. Esto es fácil de solventar con un satélite colocado en un punto visible por ambos para la transmisión de información, como pueden ser los puntos L4 o L5.

Este problema también se podría solucionar, al colocar la estación en una órbita “halo” alrededor del punto EML-2 utilizando los propulsores de la nave una vez se llegue



a dicho punto. Una nave en esta órbita se mantendría en constante comunicación con la Tierra y con la cara oculta de la Luna. [12]

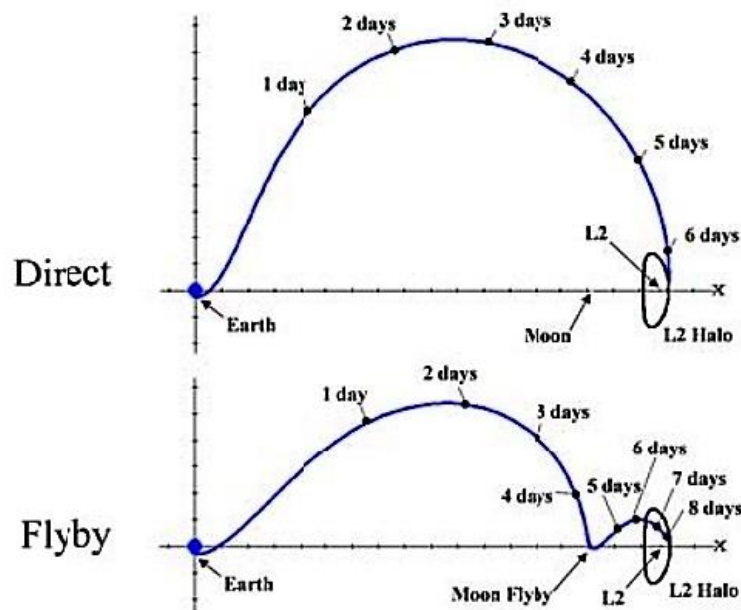


Figura 10: Tiempo de viaje hacia la órbita halo del punto EML-2 directamente y ayudándose con el impulso gravitatorio de la Luna [10]

La elección de esta posición supondría un viaje de duración aproximada de 8 días si se elige utilizar la atracción gravitatoria de la Luna para ahorrar energía. Esta opción es la más acertada, pues sólo se retrasaría dos días la llegada a la órbita.

### 3.2 Cohete

Para poder enviar el módulo al punto EML-2 del sistema Tierra-Luna, hay que disponer de un cohete lo suficientemente potente como para conseguirlo. También hay que tener en cuenta la masa que dicho cohete puede transportar hasta allí, así como las dimensiones máximas de la carga.

Se han tenido en cuenta diversos cohetes de diferentes agencias espaciales, así como de compañías privadas. Algunas de las posibilidades que se han valorado han sido las siguientes:

- PROTÓN-M (Rusia)

Está desarrollado a partir de la lanzadera soviética Protón. Puede colocar 22 toneladas en la Órbita Baja Terrestre (OTB).

Los cohetes Protón en todas sus variables tienen gran importancia en la historia aeroespacial soviética y rusa, ya que ha lanzado todas sus estaciones espaciales y los módulos de gran tamaño acoplados a ellas. [13]

El problema con la toxicidad de su combustible, además de haber quedado desbancado en términos de potencia por el cohete Angara dentro de la industria aeroespacial rusa, ha hecho que esta lanzadera tenga los días contados. Por tanto, su uso para el lanzamiento del módulo lunar ha quedado descartado. [14]

- ANGARA A5/A5V/A7 (Rusia)

Los cohetes de la gama Angara son desechables y más económicos y sencillos que los cohetes rusos de similares características, por tanto, tienen un gran futuro en la industria aeroespacial de este país.

El cohete Angara A5, actualmente en desarrollo, tiene la capacidad de poner en órbita OTB una carga entre 24,5 y 25,8 toneladas. [15]

La lanzadera rusa Angara A5V puede poner en órbita lunar hasta 10 toneladas, pero la empresa que lo desarrolla, Roscosmos, tiene la intención de cancelar este cohete debido a que las prestaciones son demasiado bajas para un viaje a la Luna. [16]

Dentro de esta gama, también está en desarrollo el cohete Angara 7, que podrá poner hasta 35 toneladas en órbita. El problema de esta lanzadera es que aumenta mucho el coste de fabricación con respecto a la carga de pago admitida.

- Falcon Heavy/ Falcon 9 (SpaceX)

Los cohetes de la empresa privada SpaceX tienen la capacidad de tener la primera etapa del cohete reutilizable, lo que disminuye considerablemente sus costes de lanzamiento.

El cohete Falcon 9 puede portar la cápsula espacial tripulada Dragon, desarrollada por la misma empresa. El problema de esta lanzadera es la poca carga de pago que admite para un viaje a órbitas lunares. [17]

El Falcon Heavy es una variante de mayor potencia del cohete Falcon 9, pudiendo lanzar hasta 63,8 toneladas a la órbita OTB, convirtiéndolo en uno de los cohetes más potentes de la actualidad. [18]

- ARIANE 5/6 (ESA)

El cohete Ariane 5 ECA, actualmente en uso por la Agencia Espacial Europea (ESA) tiene la capacidad de transportar hasta 9,6 toneladas de carga a la órbita baja terrestre. Esto hace que la lanzadera no sea lo suficientemente potente para llevar cargas aceptables hasta la órbita lunar, por lo que queda descartado como cohete a utilizar. [19]

Actualmente, la ESA está desarrollando un nuevo cohete más potente que sustituya al Ariane 5, el Ariane 6. En su variante A64 podrá poner en órbita 10,5 toneladas en órbita de transferencia geoestacionaria (GTO), lo cual es una carga considerable. [20]

- SLS 1B/2 (NASA)

Las lanzaderas SLS son cohetes de gran capacidad, actualmente en desarrollo por parte de la NASA. Es un cohete basado en el Saturn V, que se encargó de llevar las misiones tripuladas a la Luna durante la segunda mitad del siglo XX.



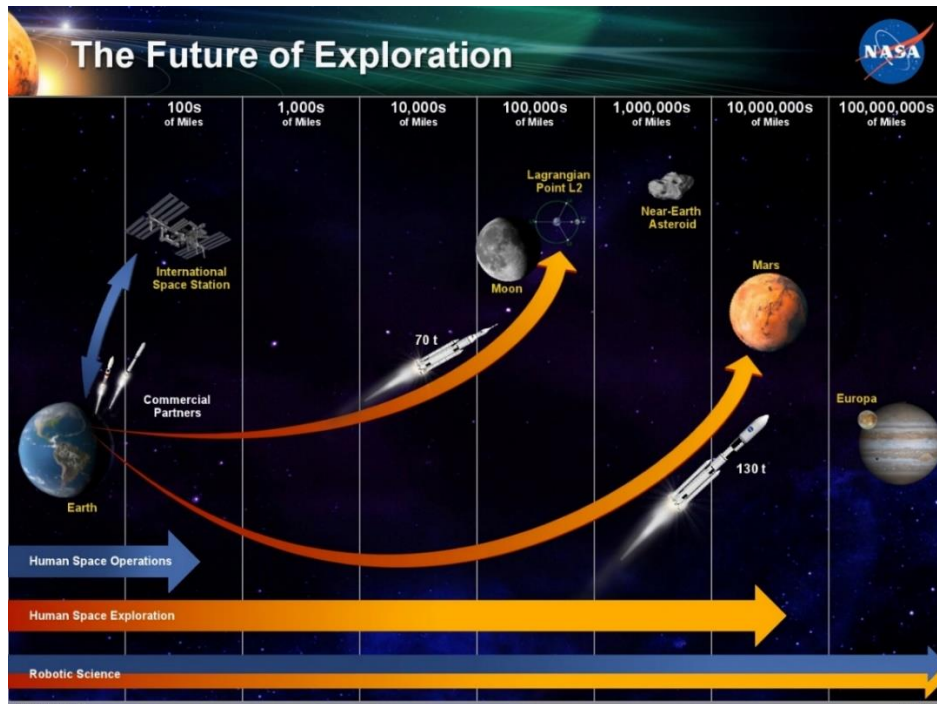


Figura 11: Capacidad de carga de los cohetes SLS a distintas distancias [21]

El cohete SLS Block 1B puede enviar hasta 70 toneladas al punto L2 del sistema Tierra-Luna, lo cual hace que las prestaciones del módulo a diseñar sean muy numerosas. El volumen de carga también es muy grande. Además, el Block 1B tiene la etapa superior diseñada para albergar la nave Orión.

El Block 2 tiene mayores dimensiones de carga (hasta 130 toneladas), por lo que se podría utilizar para el envío de posteriores módulos a la estación. [21]

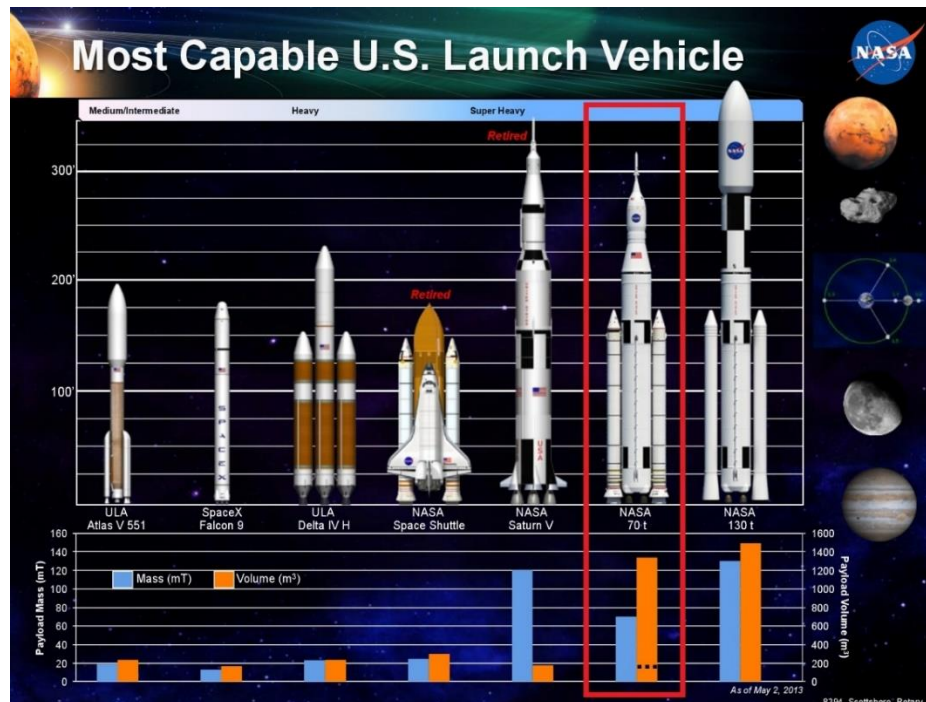


Figura 12. Cohetes americanos de mayor capacidad [21]

A nivel de prestaciones y volumen de carga, este cohete es el más idóneo para la labor que se quiere llevar a cabo, por tanto, será el elegido para transportar el módulo habitable hasta la órbita lunar.

A parte de todos los cohetes nombrados, también se han tenido en cuenta otros cohetes asiáticos como los Larga Marcha chinos o el GSLV Mark III indio, pero debido a sus bajas prestaciones de carga han sido descartados.

### 3.3 Estructura del módulo

El diseño de la carga útil del cohete SLS Block 1B está centrado en el transporte de la nave Orión, una nave diseñada por la empresa Lockheed-Martin para la NASA y planeada para transportar astronautas hasta la órbita de la Luna para realizar misiones de corta duración.

La idea de este trabajo es que los astronautas que realicen el primer viaje puedan estar un mínimo de 2 meses y un máximo de 6 en la órbita lunar, además de la creación de una estación lunar permanente. Por tanto, la nave Orión sería insuficiente.

Pero utilizándola como medio propulsor del módulo habitable que allí se establecerá, así como vía de retorno de los astronautas, puede ser de gran utilidad para el establecimiento de la estación espacial orbital.

Con la nave Orión colocada para su lanzamiento, el Block 1B dispone de un espacio sobrante en el que se puede ubicar el módulo habitable.

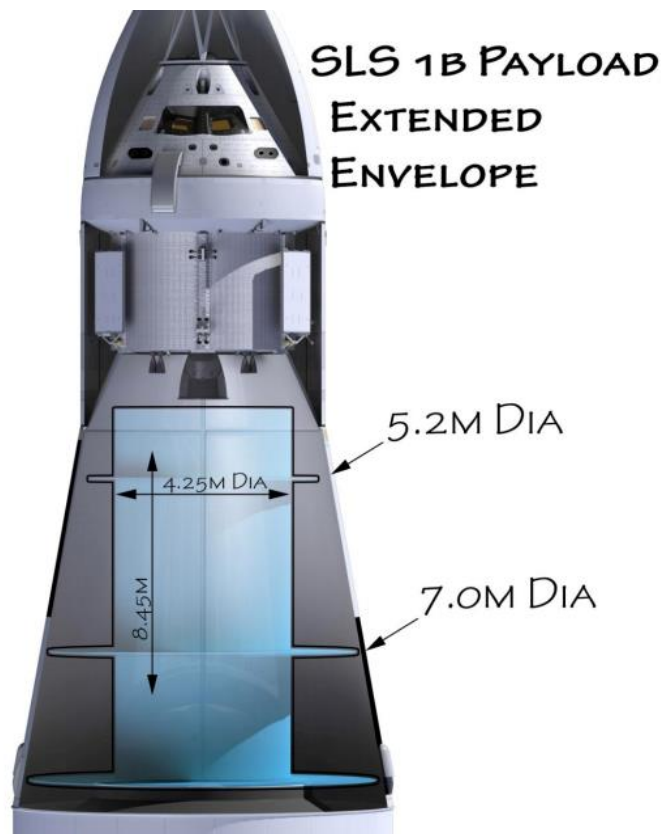


Figura 13: Espacio disponible en el cohete SLS Block 1B con la nave Orión colocada en su parte superior [22]

Las dimensiones de este compartimento son las que limitarán el tamaño del módulo. Se dispone así de un máximo de 4,25 metros de diámetro y una longitud de 8,45 metros, además del espacio sobrante debido a la forma cónica del hueco.

La utilización de una nave Orión limitará también la carga máxima admitida para el lanzamiento, pero se ahorrará mucho espacio dentro del hábitat a diseñar, ya que tanto los motores como los propulsores estarán ajenos a él, además de otros elementos a almacenar, como algunas instalaciones de supervivencia básica o sistemas de eliminación de desechos.

El diseño de la nave Orión junto con el módulo de carga para trabajar en órbita baja terrestre tiene un peso de 21,3 toneladas. Pero al tener que realizar una reentrada en la atmósfera terrestre desde el punto EML-2, deberá incluirse un escudo térmico superior, así como añadir sistemas de soporte vital avanzados. Esto aumentará el peso de la nave junto con el módulo intermedio de carga hasta las 25 toneladas, dejando el peso máximo del módulo en 45. [12]

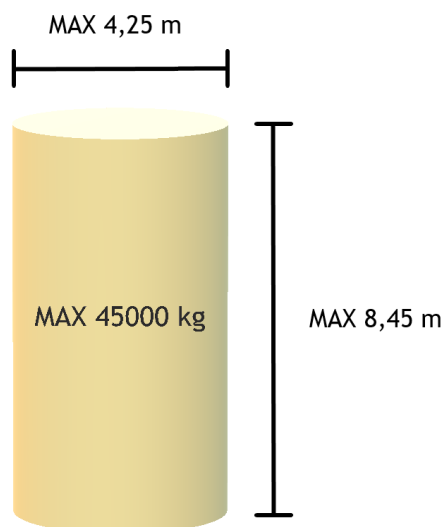
Por consiguiente, el conjunto que se lanzará con el cohete se dividirá en 3 partes:

- Módulo Hábitat
- Módulo Nave (Orión)
- Módulo intermedio de carga

Tanto la nave como el hábitat estarán presurizados porque son módulos a los que deberán acceder los astronautas sin la necesidad de traje espacial. El módulo de carga no estará presurizado.

Aunque durante el despegue la disposición de los componentes sea la mostrada en la imagen anterior, en el espacio se deberán realizar las maniobras necesarias para comunicar la nave con el módulo habitable.

Este trabajo se centrará en el diseño y análisis del módulo hábitat, tomando los datos de la nave Orión de los diseños ya realizados.



*Figura 14: Dimensiones máximas que podrá tener el módulo a diseñar*

### 3.4 Requisitos estructurales

La estructura a diseñar deberá soportar diversas tensiones que sufrirá en todos los periodos por los que pase hasta colocarse en el punto indicado. Incluso una vez en órbita, las seguirá sufriendo durante toda su vida útil.

El primer conjunto de cargas, y a su vez las más críticas, las deberá soportar durante el despegue. Aquí tendrá que resistir la aceleración que el cohete dé al módulo para poder salir de la atmósfera terrestre, así como un gran aumento de la temperatura y la presencia de vibraciones. También deberá aguantar su propio peso y el de cada uno de sus componentes.

El conjunto formado por la nave Orión, el módulo a diseñar y el cohete SLS se verá afectado por distintas aceleraciones durante el despegue. La mayor de esas aceleraciones será  $29,02 \text{ m/s}^2$ , aunque sólo aparecerá durante un periodo muy corto de tiempo. El gráfico siguiente muestra las distintas aceleraciones por las que pasará dicho conjunto:

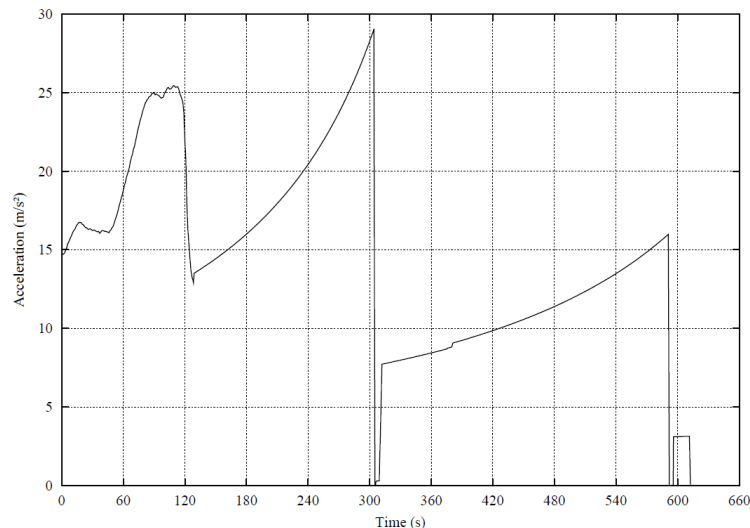


Figura 15: Aceleración de un cohete SLS durante toda la duración del despegue [23]

Una vez superado el despegue, el módulo deberá resistir los cambios bruscos de temperatura debidos a la exposición a la radiación solar, esta vez sin la protección de la cofia del cohete. Esta radiación la deberá aguantar durante toda su vida útil, ya que una vez en órbita pasará periodos de exposición al Sol y periodos en los que se interponga la Luna o la Tierra de por medio, suponiendo variaciones de temperatura de más de 300 grados. Otras tensiones que soportará el casco del módulo es el impacto de pequeños asteroides en su parte más externa. A partir de determinado tamaño, estos impactos pueden suponer un grave problema para la estructura. Además, una vez en el espacio, la ausencia de presión exterior contrapuesta a la presurización del módulo supondrá otra carga a soportar por parte de la estructura.

## 4. Diseño

### 4.1 Material

La elección del material con el que se va a fabricar el módulo es algo muy importante para su análisis estructural. Por tanto, se deberán tener en cuenta diversas opciones para el posterior análisis de tensiones.

Este material debe ser muy resistente, pues los elementos artificiales en el espacio tienen que soportar condiciones extremas: tanto temperaturas muy altas como muy bajas, vibraciones, grandes tensiones durante el despegue, exposición a radiación y el impacto de pequeños asteroides a gran velocidad. Pero también deben tener la menor densidad posible para aumentar la carga máxima del módulo durante el despegue y para ahorrar combustible una vez esté en funcionamiento.

En la actualidad se están realizando pruebas con un módulo inflable experimental en la Estación Espacial Internacional. Esta tecnología, aunque es muy útil (el módulo ocupa poco espacio durante el despegue y se hincha una vez está en el espacio), aún está poco madura en la actualidad, y el uso de estos materiales dificultaría mucho el análisis. Aun así, el resto de módulos de la estación sí que pueden ayudar en la elección del material, a pesar de que las condiciones de la estación lunar no vayan a ser las mismas. Este módulo estará más expuesto a radiación espacial que la ISS, pues no estará protegido por la atmósfera terrestre [22]

Además, al no estar pensado para realizar una reentrada en la Tierra, no va a necesitar un gran escudo térmico. Durante el despegue, la mayoría del calor será absorbido por el cohete de lanzamiento y del regreso de los astronautas a la Tierra se encargará la nave Orión. Sí deberá diseñarse de manera que aguante el impacto de pequeños asteroides, así como las tensiones generadas durante el despegue.

Uno de los últimos módulos enviados a la ISS es el módulo Tranquility o Node 3, y por tanto es uno de los más avanzado en lo que materiales de construcción se refiere. En el casco de este módulo espacial se pueden diferenciar tres partes importantes: una capa exterior que defiende del impacto de asteroides, una segunda capa para controlar la temperatura del interior del módulo frente a los bruscos cambios del exterior y una tercera capa que forme la estructura principal del módulo presurizado. [24]

Partes del módulo	Material de construcción
Celda presurizada	Aluminio 2219 - T851
Sistema de protección contra micro meteoritos	Aluminio Al-6061-T6 para la primera barrera Paneles de Kevlar para la segunda barrera
Capa de control térmico	Goldised Kapton MultiLayer Insulation blanket

Tabla 1: Materiales de construcción del Node-3 [24]

Para la cápsula presurizada del módulo lunar se utilizará un tipo de aluminio similar al del Node-3, pero se buscará alguno con mayor límite elástico, como los aluminios 7075 y 7050. Este último es el material que se utilizará por ser el que tiene mejores propiedades.

Aluminio 2219-T851	
Densidad	2840 kg/m <sup>3</sup>
Límite elástico	352 MPa
Tensión de rotura	455 MPa
Módulo de Young	73,1 GPa
Elongación máxima	10%
Módulo de corte	27 GPa
Resistencia al cizallado	285 MPa
Resistencia a la fatiga	103 MPa
Coeficiente de Poisson	0,33

Tabla 2: Propiedades mecánicas del aluminio 2219-T851 [25]

Aluminio 7050-T7451	
Densidad	2830 kg/m <sup>3</sup>
Límite elástico	469 MPa
Tensión de rotura	524 MPa
Módulo de Young	71,7 GPa
Elongación máxima	11%
Módulo de corte	26,9 GPa
Resistencia al cizallado	303 MPa
Coeficiente de Poisson	0,33

Tabla 3: Propiedades mecánicas del aluminio 7050-T7451 [26]

Para los paneles de escudo se va a utilizar el sistema de protección contra los llamados MMOD (Micrometeoroid and Orbital Debris). Estos paneles están formados generalmente por una capa exterior de aluminio (“Bumper”), con varias capas intermedias de otros materiales, como polietileno o Kevlar®. [27]

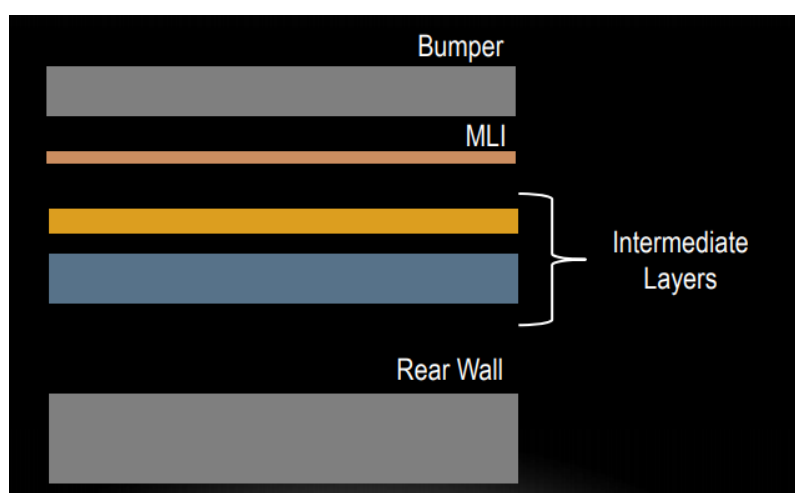


Figura 16: Composición típica del casco de una nave espacial. Se pueden apreciar sus distintas partes [27]

El tipo de aluminio que se utilizará es el AL-6061-T6, utilizado en el Node 3 de la Estación Espacial Internacional. Tiene las siguientes propiedades:

Aluminio AL-6061-T6	
Densidad	2700 kg/m <sup>3</sup>
Límite elástico	276 MPa
Tensión de rotura	310 MPa
Módulo de Young	6,9 GPa
Elongación máxima	12%
Módulo de corte	26 GPa
Resistencia al cizallado	207 MPa
Resistencia a la fatiga	96,5 MPa
Coeficiente de Poisson	0,33

Tabla 4: Propiedades mecánicas del aluminio AL-6061-T6 [28]

Las condiciones en la órbita de la Luna son diferentes a las presentes en la órbita terrestre, habiendo menos presencia de basura espacial procedente de actividades humanas. Con respecto a la presencia de mayor o menor cantidad de pequeños asteroides que puedan impactar contra la estructura, habría que hacer un estudio en la órbita en la que se va a colocar la estación para determinar el grosor final de esta capa.

Ante la falta de dicho estudio, se va a estimar un espesor de los paneles contra asteroides similar al de los elementos presentes en la órbita terrestre. Aun así, esta capa se omitirá del cálculo del peso del conjunto del módulo pues es muy fina en comparación con la estructura presurizada.

Para el diseño de la capa de control térmico, se va a utilizar la tecnología Multi-Layer Insulation (MLI), que consiste en el aislamiento térmico del módulo aplicando varias capas muy finas de distintos materiales: un polímero aislante, metal (aluminio, plata, oro), y mallas de tela como separación entre las capas. Esta parte del casco también ayuda en la protección contra la radiación espacial. [29]

El polímero que se va a utilizar es el Kapton®, una poliimida desarrollada en los años sesenta del siglo XX por la empresa DuPont, que proporciona gran resistencia térmica y es muy utilizado en el aislamiento de satélites. [30]

Las propiedades mecánicas suministradas por el fabricante son las siguientes:

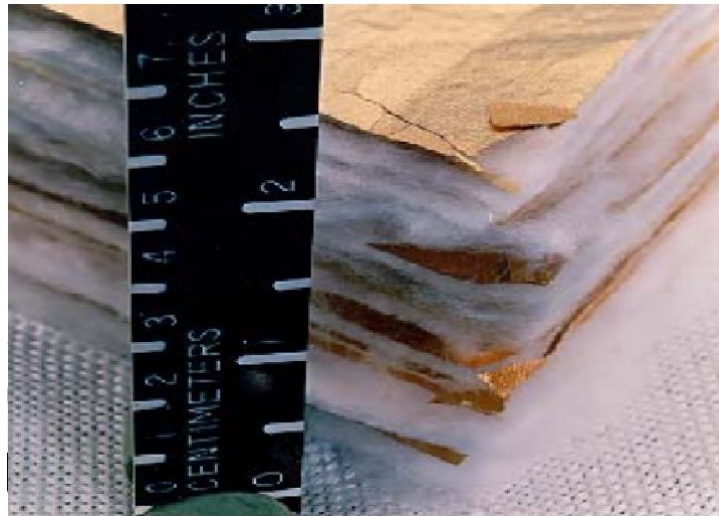
Kapton® Type HN		
Temperatura	23 °C	200 °C
Densidad	1420 kg/m <sup>3</sup>	1420 kg/m <sup>3</sup>
Tensión al 3% de elongación	69 MPa	41 MPa
Módulo de Young	2,5 GPa	2 GPa
Elongación máxima	72%	83%
Coeficiente de Poisson	0,34	0,34

Tabla 5: Propiedades mecánicas del Kapton® Type HN [30]

Junto con el Kapton® se aplicarán capas de aluminio AL-6061-T6, que es el mismo tipo de aluminio que se va a utilizar en el escudo contra asteroides. Además,



también se añadirá mallas de poliéster para evitar el contacto térmico entre cada una de las placas del MLI. [31]



*Figura 17: Multi-Layer Insulation [31]*

La radiación solar en la Luna es similar a la recibida en la Tierra, por lo que su grosor será igual que el utilizado en los módulos destinados a orbitar sobre la Tierra. [29]

Dicho grosor, tal y como se ve en la imagen, ronda los 5 o 6 centímetros. Ante la falta de conocimiento sobre la densidad de esta capa de múltiples materiales, se va a estimar su peso comparando su densidad a la de una espuma aislante. Se estimarán 50 kg/m<sup>3</sup> (la espuma de poliuretano puede tener entre 30 kg/m<sup>3</sup> y 100 kg/m<sup>3</sup> de densidad). [32]

El resto de elementos estructurales, como los paneles solares o las sujeciones, se construirán con el mismo material que la estructura presurizada, el aluminio 7050-T7451.

## **4.2 Diseño exterior**

En este apartado se considerarán todos los elementos del exterior del módulo importantes para el diseño. Su peso, tamaño que ocupen durante el despegue, su despliegue en el espacio, así como los motivos que han llevado a usar una tecnología y no otra.

### **4.2.1 Casco**

Una vez conocidas cada una de las capas que van a formar el casco del módulo, hay que conocer el grosor que se va a aplicar en cada una de ellas. La capa de aislamiento térmico, tal como se ha expuesto anteriormente, tendrá unos 50 milímetros de espesor y las placas de protección contra asteroides no ocuparán más de 1 centímetro. Como se ha explicado antes, esta última capa se obviará del cálculo del peso.

En lo que respecta a la capa de aluminio estructural, se va a estimar una capa de 50 milímetros para el cálculo del peso de esta parte del módulo. Aun así, puede ser necesario cambiar el espesor o reforzar algunas zonas durante el transcurso del análisis estructural.



El casco estará formado por dos partes diferentes:

- Zona no presurizada

Servirá de almacenamiento de baterías, sistemas electrónicos y otros elementos. Tendrá un diámetro de 3 metros y una longitud de 1 metro. Irán acoplados a esta zona los paneles solares que se desplegarán para dar suministro eléctrico al módulo.

- Zona presurizada

Esta parte del módulo será en la que habiten los astronautas. Sus dimensiones serán 7 metros de longitud y 4 de diámetro. Al igual que la parte no presurizada, estará fabricada de aluminio estructural.



Figura 18: Casco diseñado

Elemento	Volumen total (m <sup>3</sup> )	Densidad material (kg/ m <sup>3</sup> )	Peso total (kg)
Zona presurizada	5,54	2830	15678
Zona NO presurizada	1,12	2830	3170
<b>Peso total estructura</b>			<b>18848</b>

Tabla 6: Peso de la estructura de cada una de las partes del casco

Elemento	Volumen total aislante (m <sup>3</sup> )	Densidad material (kg/ m <sup>3</sup> )	Peso total (kg)
Zona presurizada	5,54	50	277
Zona NO presurizada	1,12	50	56
<b>Peso total aislante</b>			<b>333</b>

Tabla 7: Peso del aislante térmico de cada una de las partes del casco

Elemento	Peso total (kg)
Estructura	18848
Aislante	333
<b>Peso total casco</b>	<b>19181</b>

Tabla 8: Peso total del casco del módulo

#### 4.2.2 Paneles solares

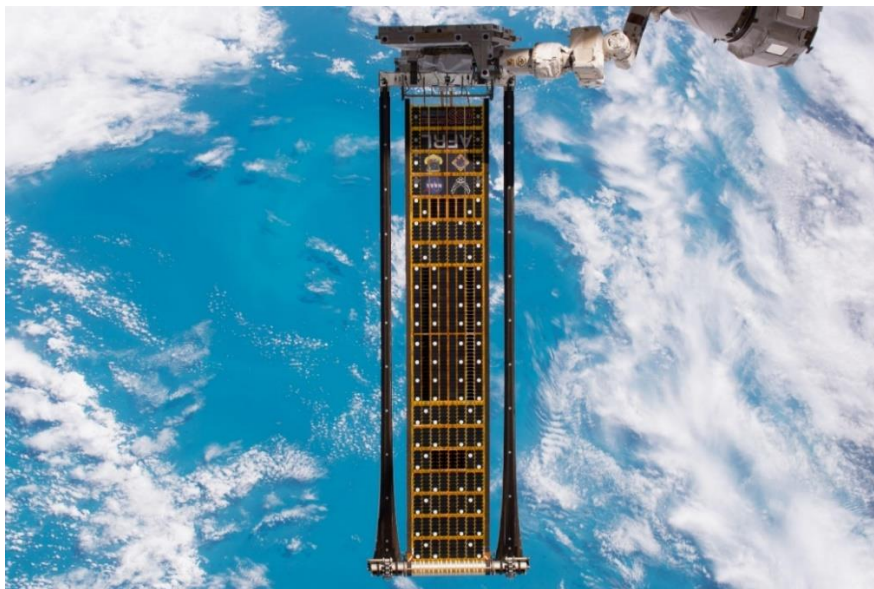
Antes de saber el número y el tamaño de los paneles solares a utilizar, es necesario estimar la energía que va a necesitar el módulo para realizar todas sus funciones. Por ello, se va a considerar el suministro necesario para el funcionamiento de la Estación Espacial Internacional, aunque el consumo del módulo lunar vaya a ser mucho menor.

Esta estación consume 80 kW durante su funcionamiento normal, pudiendo llegar hasta los 90 kW. Por lo tanto, se va a estimar un consumo máximo del módulo de 80 kW. Los paneles solares de la ISS tienen una extensión de 2400 metros cuadrados y pueden generar hasta 110 kW, pero fueron desplegados en 2001, y con la tecnología actual, el área necesaria para conseguir una generación de energía similar es mucho menor.

La nave Orión y el módulo se situarán en el Sistema Solar Interior, por lo que la radiación solar será suficiente para suministrar energía al módulo, sin la necesidad de generadores termoeléctricos de radioisótopos, utilizados en naves destinadas a viajar fuera del sistema solar, donde la radiación fotovoltaica es demasiado débil.

La tecnología idónea para conseguir todos estos requerimientos son los paneles solares flexibles: células fotovoltaicas ultra finas con poco peso y poco grosor que tienen gran eficiencia fotovoltaica.

Por ello se va a utilizar la tecnología Roll-Out-Solar-Array (ROSA), que consiste en unos paneles solares flexibles y muy finos que se desenrollan en el espacio para su puesta en servicio. La expectativa de los diseños es que cada ala desplegada con el sistema ROSA pueda generar 15-20 kW [33]. La unión de varias de estas alas, en el llamado sistema Mega-ROSA, pretende generar potencias de 60 a 300 kW. [34]



*Figura 19: Panel ROSA instalado en la ISS [35]*

Entonces, se ha considerado oportuno el acoplamiento al módulo de un total de 8 alas de 3 metros de ancho y 10 de largo cada una, que se desplegarán con el método ROSA. Estos paneles dotarán al módulo de la energía suficiente para mantener todos los sistemas activos hasta la unión con el resto de módulos que formen la estación, entre los

que se podrá encontrar un módulo PPE (“Power and Propulsion Element”), que se encargará del suministro eléctrico del resto de módulos, y en el caso de ser necesario, del primer módulo enviado.

Para ayudar a calcular el peso de los paneles solares elegidos, se van a utilizar los requerimientos que la NASA pidió a los participantes en el concurso de diseño de un sistema fotovoltaico de 300 KW, entre las que se encuentra Deployable Space Systems (DSS), empresa diseñadora de la tecnología ROSA y Mega-ROSA. [36]

Las demandas aproximadas con respecto a las propiedades de los materiales utilizados son las que se muestran en la siguiente imagen:

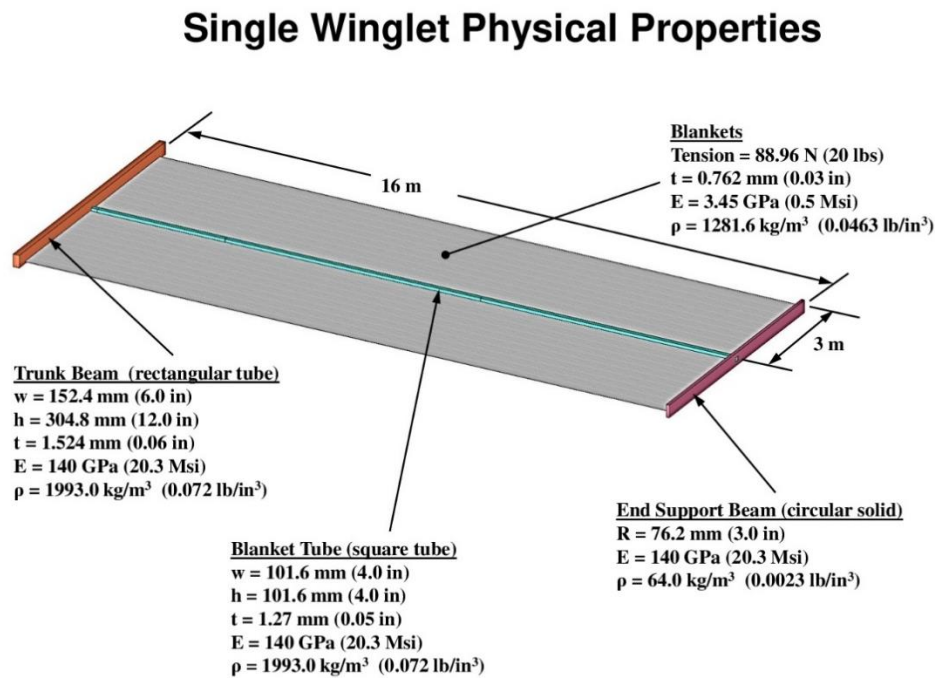
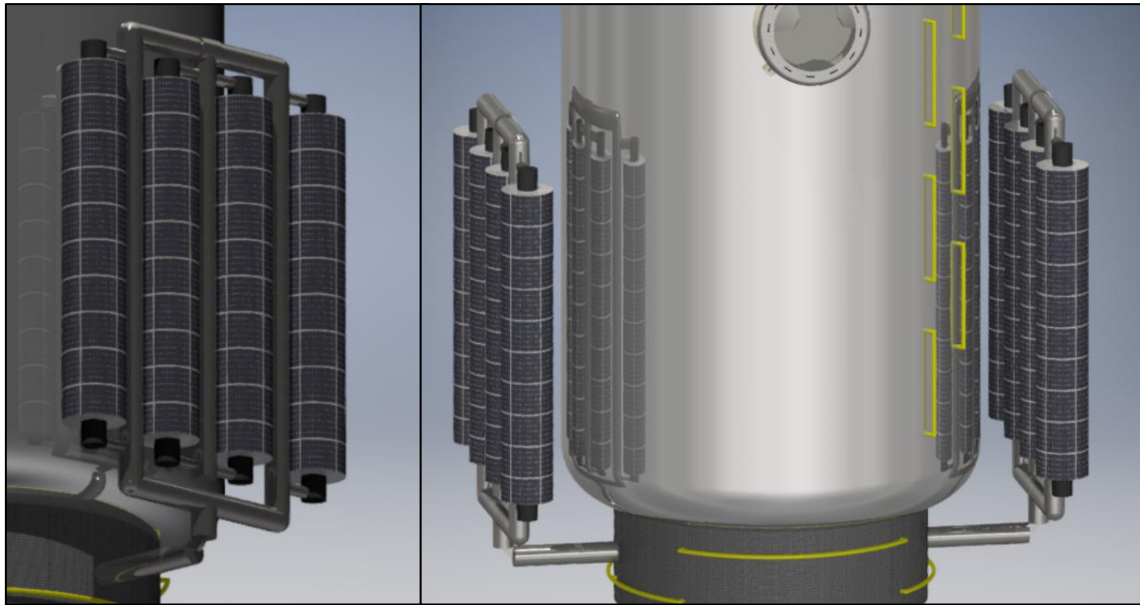


Figura 20: Diseño de la NASA para un sistema de paneles solares desplegable [35]

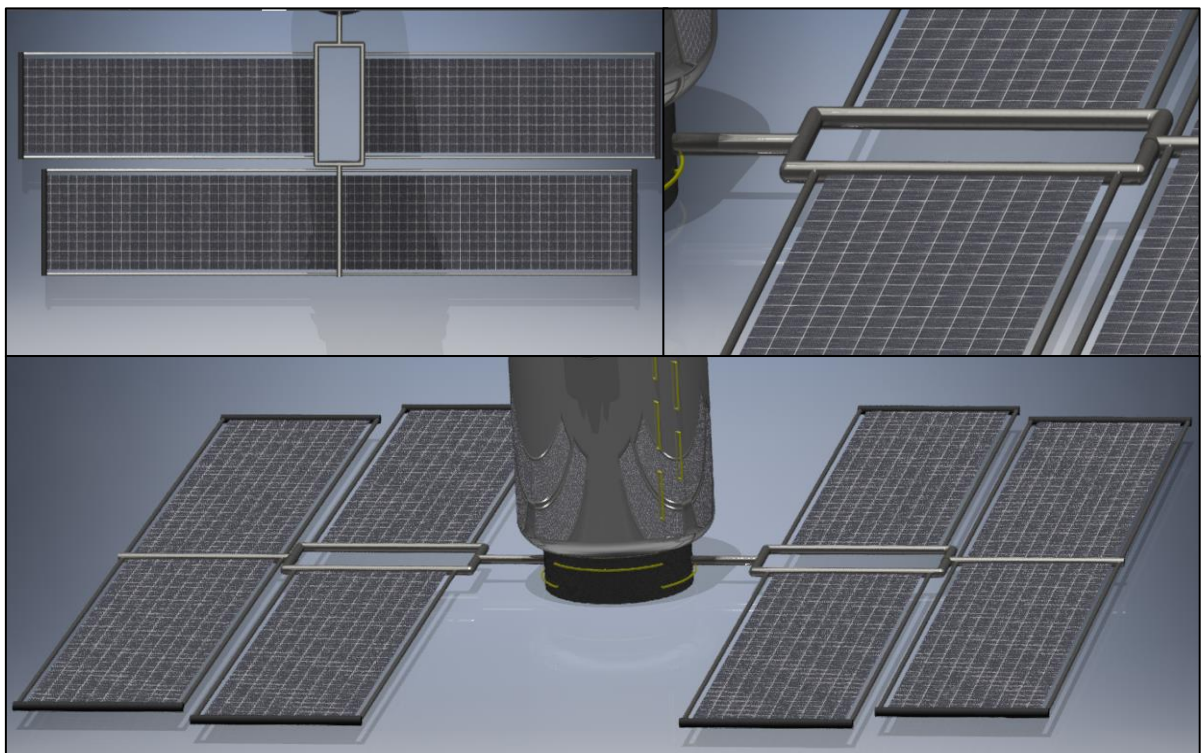
Para los paneles y para la viga del final del soporte, se utilizarán materiales similares a los de la imagen anterior, así como el aluminio 2219-T851 para el resto de las partes de los bastidores. El grosor de los paneles se ha estimado en 5 milímetros y los tubos que forman los soportes serán huecos con un espesor de 5 milímetros. Al contrario que en la imagen de referencia, todos los soportes y bastidores han sido diseñados con elementos cilíndricos. Tienen un radio de 200 milímetros en los soportes y de 100 en las barras extensibles. Por tanto, el peso total de los paneles diseñados será el de la siguiente tabla:

Elemento	Área transversal (m <sup>2</sup> )	Volumen total (m <sup>3</sup> )	Densidad material (kg/m <sup>3</sup> )	Peso total (kg)
Paneles flexibles	0,015	1,2	1281,6	1538
Soporte final	0,0031	0,0832	64	5
Soporte principal	0,0031	0,0873	2830	247
Tubos extensibles	0,0015	0,2388	2830	676
<b>Peso total paneles</b>				<b>2466</b>

Tabla 9: Peso de cada uno de los elementos del sistema fotovoltaico



*Figura 21: Paneles plegados durante el despegue*



*Figura 22: Paneles desplegados*

#### **4.2.3 Sistemas de acoplamiento**

Los sistemas de acoplamiento de las naves espaciales son uno de los elementos más importantes, ya que es necesario su conexión con otras naves o módulos. Además, la unión entre naves es una de las maniobras más críticas y peligrosas de un viaje espacial. Por ello se va a considerar utilizar un sistema de acoplamiento universal, utilizado por todas las agencias espaciales (se pretende la construcción de una estación internacional

en la que colaboren todos los países que lo consideren oportuno) y que tenga los requisitos de seguridad que se merece una estación orbital en la Luna. También se tendrá en cuenta el número de esclusas que habrá que instalar, los materiales a utilizar y las dimensiones.

Para un buen acoplamiento es vital la velocidad de aproximación entre los dos vehículos. Una velocidad excesiva puede convertir el acoplamiento en una colisión, pero una velocidad demasiado baja impedirá el acoplamiento y habrá que repetir la aproximación. El acoplamiento también puede conllevar conexiones eléctricas o de fluidos, lo cual hace esta maniobra aún más importante.

Otro de los condicionantes importantes durante el acoplamiento, es la posibilidad de crear un túnel presurizado que facilite el cruce de los astronautas entre las naves, sin tener que realizar una salida al exterior

Por ello, se han considerado varios tipos de sistema de acoplamiento:

- Sistema cono-cono. Sin uso en la actualidad, simplemente fue patentado para el acoplamiento de las naves del programa Gemini de la NASA. Método muy sencillo.
- Sistemas sonda-cono. Utilizado en las naves Soyuz y en el programa Apollo. Es un sistema en el que una nave es el componente activo (el que tiene la sonda) y otra el pasivo (el que tiene el cono). Su principal ventaja es que no es necesario un alineamiento perfecto entre naves a acoplar. Pero dos naves activas y dos naves pasivas no podrán acoplarse entre sí.
- Sistemas de tipo andrógino. Permite el acoplamiento entre 2 naves cualesquiera que posean esta tecnología. Este sistema dispone de varios pétalos metálicos que amortiguan la aproximación entre vehículos y permiten un acoplamiento inicial suave. Es un sistema que permite minimizar las tensiones estructurales durante la maniobra y por tanto es muy recomendable su uso en estructuras de gran tamaño. Por ello, en el diseño del módulo se usará un sistema de este tipo.

Aunque el sistema que más se ha utilizado ha sido el de tipo sonda-cono, ha quedado obsoleto con los sistemas de tipo andrógino debido a las grandes ventajas que proporciona.

Con motivo de la misión Apollo-Soyuz, que pretendía la unión de naves de las dos grandes potencias aeroespaciales, se desarrolló un sistema que usaba un anillo de acoplamiento con pétalos metálicos que guiaban a las dos naves durante el proceso. Este sistema, llamado APAS (Androgynous Peripheral Attach System o Androgynous Peripheral Assembly System en inglés y Андрогинно-Периферийный Агрегат Стыковки en ruso), fue desarrollado por ingenieros soviéticos. Este sistema ha evolucionado hasta el APAS-95, utilizado por primera vez en el acoplamiento entre la estación Mir y el shuttle en el año 1995.

Otro sistema actual importante es el CBM (Common Berthing Mechanism), utilizado en la unión de los módulos norteamericanos de la ISS. Esta tecnología permite



un gran diámetro de esclusa (hasta 127 centímetros), pero para el acoplamiento es necesaria la ayuda de un brazo robótico. [37]

También se ha desarrollado por parte de la NASA el sistema IDA (International Docking Adapter), similar al APAS ruso, pero que requiere una menor fuerza de aproximación durante el acercamiento, lo que mejora el acoplamiento de naves pequeñas. El problema de este sistema es que no permite el trasvase de combustible entre una nave y otra. Otro inconveniente es que es un sistema sólo americano, mientras que el APAS es más universal (a pesar de que la patente sea rusa). [38]

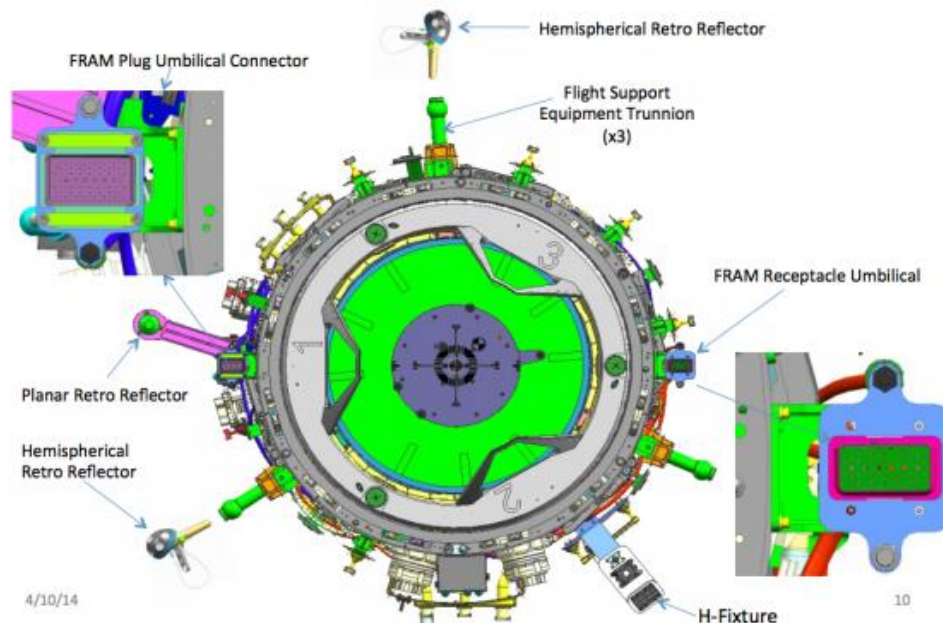


Figura 23: Elementos del sistema IDA [38]

La NASA tuvo la iniciativa de promover el desarrollo de un sistema internacional y común de acoplamiento de naves espaciales, el IDSS (International Docking System Standard). Como el sistema APAS está protegido por las leyes de patentes rusas, la NASA creó la tecnología LIDS, que cumple los requisitos del IDSS. Los rusos por su parte continuaron con el sistema APAS. [39]

El sistema LIDS está pensado para elementos poco pesados, y tiene un diámetro de esclusa mínimamente mayor que APAS-95 (813 mm frente a los 800 mm de APAS-95 si se retiran los pétalos metálicos).

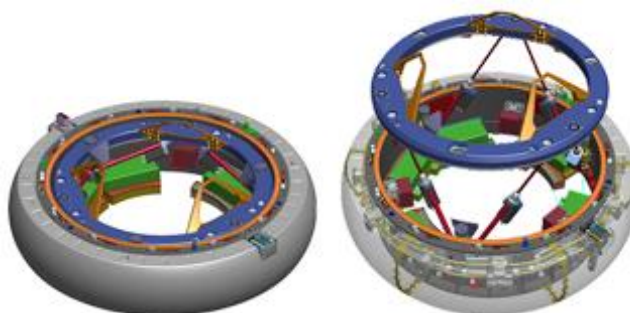


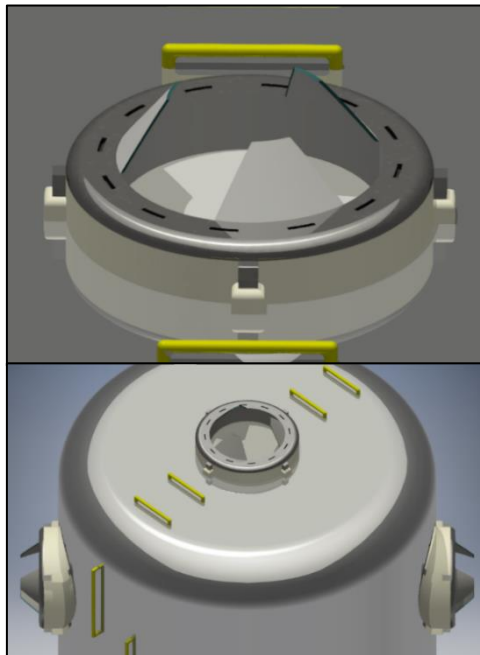
Figura 24: Sistema LIDS/NDS de la NASA [37]

El sistema LIDS pretende ser utilizado en la nave Orión. Como es compatible con la tecnología APAS-95, el módulo habitable se podrá dotar de este sistema. Como se ha explicado anteriormente este sistema es el indicado para grandes estructuras, como lo será el módulo a diseñar. También es una tecnología que se adapta a los parámetros internacionales y una de las más utilizadas.

Para el diseño del módulo se deben conocer las dimensiones del APAS-95, así como su peso. Tal y como se ha expuesto antes, el túnel interior al retirar los pétalos metálicos es de 800 milímetros y el peso de este sistema es de 280 kg. [37]



*Figura 25: Versión mejorada del APAS-95 desarrollada por RKK Energía [37]*



*Figura 26: Sistemas de acoplamiento diseñados. En la imagen de abajo se pueden apreciar los tres puertos de atraque instalados*

Se va a colocar un sistema de acoplamiento en la zona superior del módulo para conectarlo a la nave Orión. También se colocarán otros dos en las zonas laterales para

posteriores uniones con el resto de módulos. Al instalarse un total de 3 sistemas de acoplamiento, el peso total será de 840 kg.

Se puede plantear que en el futuro se instale un módulo de acoplamiento, similar al de la ISS, con varios puertos de atraque. También se podrá instalar un brazo robot para la utilización del sistema CBM, que, al tener un gran diámetro de esclusa, puede permitir el traslado de grandes cargas entre los módulos.

#### 4.2.4 Otros elementos

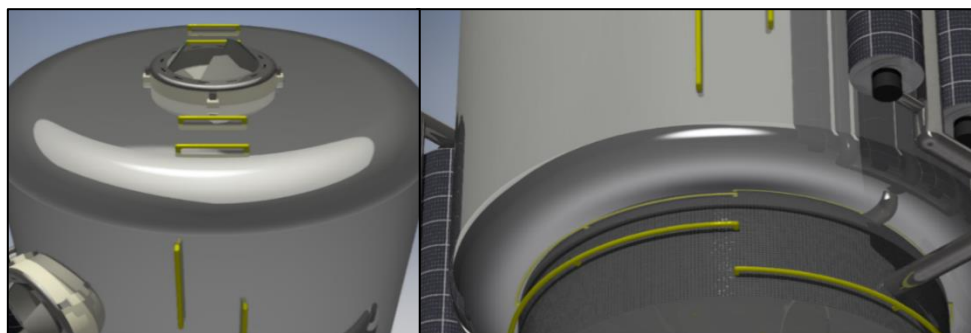
A parte de los paneles solares y el sistema de acoplamiento, también hay otros elementos que se tendrán en cuenta para el diseño exterior.

Se ha planteado la adición de ventanales de tipo ojo de buey en los lados del módulo que no han sido ocupados por sistemas de acoplamiento, pero finalmente se ha descartado ante la posibilidad de la instalación de un módulo específico para la observación del exterior, que tendrá la misma función que el módulo Cúpula de la Estación Espacial Internacional. [40]



*Figura 27: La Tierra vista desde el módulo Cúpula de la ISS [40]*

Otros elementos que se han considerado oportunos añadir, son sujeciones pensadas para que los astronautas se agarren al módulo durante la realización de paseos espaciales (EVAs). Estos tendrán una separación máxima de 500 mm entre unos y otros, facilitando así el agarre con los trajes espaciales puestos. Se ha elegido un color para las sujeciones que facilite su visualización en el exterior.



*Figura 28: En amarillo, las sujeciones que se han diseñado*

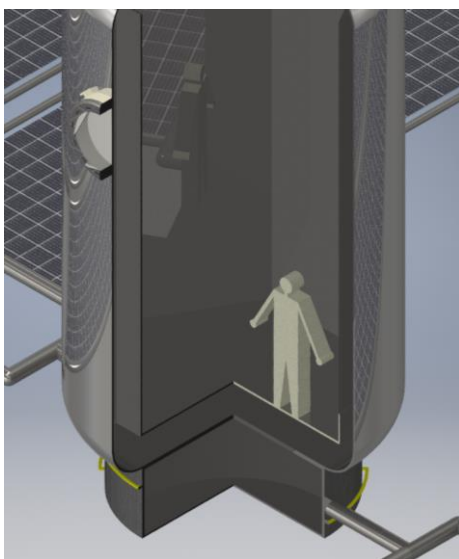


Estas sujeciones estarán fabricadas en aluminio 2219-T851, mismo material que el utilizado en la estructura presurizada y en los soportes de los paneles solares. Tendrán un diámetro de 40 milímetro y, al igual que las barras de los paneles, un espesor de 5 milímetros. Por tanto, supondrán un peso total de 44 kg.

### 4.3 Diseño interior

Lo primero que es necesario saber para diseñar todos los elementos que se van a incluir dentro del módulo es la cantidad de astronautas que viajarán a la órbita lunar. La nave Orión está diseñada para albergar entre 4 y 6 astronautas, pero para una misión a tan larga distancia y tan duradera, tal número de tripulantes supondría demasiado peso extra. Por ello se va a plantear el envío de 2 astronautas, que deberían ser suficientes para realizar el trabajo de colocación del módulo en la órbita seleccionada.

Estos dos astronautas habitarán en un espacio de 49 m<sup>3</sup> y forma hexagonal. Esto es debido a que el espacio que va a quedar entre dicho hexágono y la pared más interior del casco presurizado será utilizado para albergar los sistemas electrónicos, tuberías y otros elementos de la nave. Se va a disponer de un máximo de 500 mm en algunas zonas. No va a haber separaciones estructurales dentro del módulo.



*Figura 29: Interior del módulo diseñado. La silueta que se puede apreciar mide 2 metros de longitud.*

#### 4.3.1 Peso de la tripulación

El primer peso que se tendrá que tener en cuenta es el de los propios astronautas, que se estimará en 100 kg cada uno de ellos.

En este apartado también se estimará el peso de los trajes espaciales de cada tripulante junto con el equipamiento necesario para realizar paseos extravehiculares, los llamados Extravehicular Mobility Unit (EMU). [41]

Se utilizará un traje similar a los presentes actualmente en la ISS, que junto con el equipo de soporte vital tiene un peso medio de 127 kg (280 libras) cada uno. Con estos datos se va a estimar un peso total de la tripulación junto con sus trajes de 454 kg. [42]



Figura 30: A la izquierda, traje utilizado en la actualidad en la ISS. En el centro y a la derecha, prototipos de traje espacial en desarrollo (NASA). [41]

El traje de la NASA en desarrollo más avanzado es el Z-2, que tendrá un peso mucho menor que el de los utilizados en la Estación Espacial Internacional. Este es un traje que también está pensado para EVAs en superficies de planetas y asteroides. Aunque en esta misión no se realizarán alunizajes en la Luna, una de las posibles funciones que tendrá la estación orbital es la de ser el punto de partida para el regreso a la superficie lunar, por lo que se podría plantear el uso de los trajes Z-2 en futuras misiones. [41]

#### 4.3.2 Comida

El módulo a diseñar será el primero en alcanzar la órbita lunar, por tanto, deberá tener provisiones suficientes hasta la llegada de los siguientes. El periodo de tiempo hasta la llegada del segundo módulo se va a estimar en un máximo de 2 meses, pero como margen de seguridad se deberían tener provisiones para al menos 4 meses.

En la ISS, un astronauta consume de media 0,83 kg de alimento por cada comida, teniendo en cuenta los envases en los que se almacena. Realizando tres comidas diarias, el peso por astronauta asciende a 2,49 kg. Si se quieren lanzar provisiones para 4 meses, el peso total de la comida para dos astronautas será de 618 kg. [43]

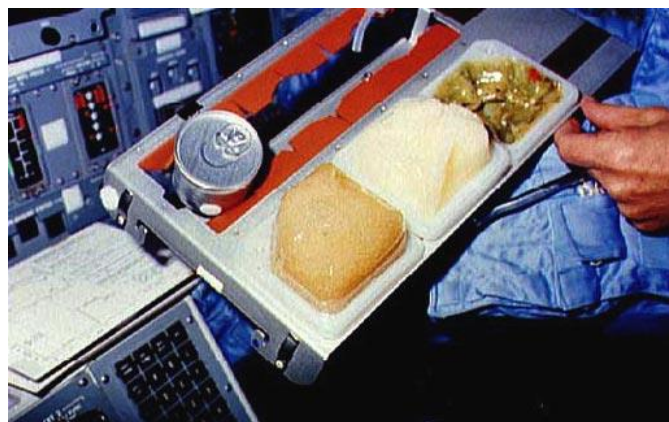


Figura 31: Bandeja de comida en una nave shuttle [43]

Las misiones de reabastecimiento hasta la estación lunar, debido a su distancia con la Tierra, serán menores que las que se hacen a la Estación Espacial Internacional. Esto puede conllevar problemas de suministros, por lo que se debería estudiar la posibilidad de empezar a cultivar algunos alimentos a bordo de la estación.

### 4.3.3 Agua

Al igual que la comida, el consumo de agua es fundamental para la supervivencia de los astronautas en la estación espacial. Aunque el agua utilizada en la ISS es recuperable, la dificultad de realizarlo hace que su consumo esté limitado.

En esta estación la recuperación de agua se hace mediante el sistema Elektron en el segmento ruso y el WRS (“Water Reclamation System”) en el segmento estadounidense. El Elektron, que ya fue utilizado en la estación Mir, recupera agua de la humedad ambiental, el cual se utiliza para el consumo de la tripulación o para generar oxígeno mediante electrólisis. El WRS destila la orina de la tripulación eliminando las sustancias tóxicas y la filtra extensivamente hasta conseguir agua potable. [44]

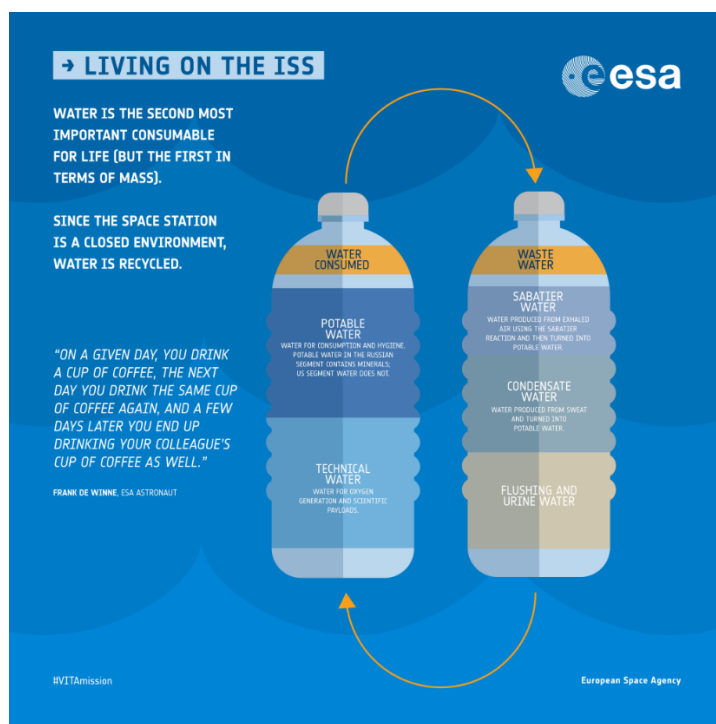


Figura 32: Reciclaje del agua en la ISS [45]

A pesar de estos sistemas, sólo se puede recuperar entre un 75% y un 80% del agua, por lo que hay que enviar anualmente entre 6000 y 9000 litros de agua a la estación. Un astronauta utiliza en total unos 3,5 litros de agua al día, de los cuales se perderán el 20%. Por tanto, si se quiere estimar un periodo máximo de estancia en el módulo lunar de 4 meses se utilizarán un total de 868 litros entre los dos astronautas, de los cuales se perderán 173,6. Se va enviar en el módulo una cantidad de 500 litros de agua, que para dos tripulantes duraría casi un año. También hay que tener en cuenta el peso del sistema de recuperación de agua, pero como va unido al de suministro de oxígeno, se estimará en el apartado siguiente. [44]

En caso de espacio suficiente en el módulo se podría plantear añadir más cantidad de agua, ya que tal y como se ha explicado antes, las misiones de reabastecimiento serían muy reducidas.

#### **4.3.4 Oxígeno**

La generación de oxígeno en la Estación Espacial Internacional se realiza con los mismos sistemas que se encargan de recuperar el agua utilizada. El sistema Elektron lo hace mediante la electrólisis del agua que recupera del ambiente. Junto con este sistema, en el segmento ruso se utilizan cartuchos de perclorato de litio, los cuales generan oxígeno al arder. En el segmento estadounidense se encuentra el sistema OGS (“Oxygen Generation System”), que también utiliza la electrólisis para generar una media de 6 kg de oxígeno al día. La principal diferencia entre este sistema y el Elektron es que el OGS utiliza un polímero sólido para iniciar la electrólisis frente al hidróxido de potasio del Elektron, que suele dar problemas al provocar atascos en las válvulas. [44]

A pesar de estos métodos de recuperación, hay que enviar tanques de oxígeno en las naves que se encargan de llevar provisiones a la estación. Un astronauta consume de media 840 gramos de oxígeno al día, por lo que una tripulación de 2 astronautas consumiría 1,7 kg de oxígeno diarios. [46]

Si se utiliza un sistema similar al OGS de la ISS, sería más que suficiente para el suministro de los 2 tripulantes. Aun así, habría que enviar un tanque de oxígeno para el comienzo del viaje y se podría plantear el envío de mayor cantidad de agua, la cual sería utilizada en la creación de oxígeno a partir de hidrólisis. Por tanto, se va a estimar un peso de 500 kg en el total de los sistemas de administración de oxígeno.

El peso de los sistemas de recuperación también habrá que tenerlo en cuenta. El WRS y el OGS tienen un peso total de 680 kg, por lo que se va a estimar un peso similar para la estación lunar. [47]

#### **4.3.5 Instalaciones de supervivencia básica**

Las camas utilizadas en la estación espacial son pequeñas cabinas acolchadas que disponen de un saco de dormir, almohada, una lámpara y un portátil para trabajar. Estas cabinas tienen unas dimensiones medias de 0,6 m<sup>2</sup> y una longitud de 2 metros, y su disposición en el módulo es indiferente, pues la falta de gravedad hace que no suponga ninguna diferencia dormir en una posición o en otra. En ingravidez el cuerpo se cansa menos, por lo que los astronautas sólo tienen que dormir unas 6 horas diarias. [48]

En el módulo diseñado, estas cápsulas irán instaladas dentro de la parte situada entre el casco y la pared interior del módulo, para que así no quiten mucho espacio a la zona habitable de éste. Por otra parte, se pueden disponer estas cabinas dentro de la cápsula Orión, ya que al viajar sólo 2 tripulantes en una nave pensada para 6, el espacio ahorrado sería suficiente para instalarlas.

En la ISS, la función de retrete la realiza el ASU-8A en el segmento ruso, el WCS (“Waste Collection System”) americano, muy parecido al anterior, y el WHC (“Waste and Hygiene Compartment”), llegado a la estación en 2008. Todos ellos constan de dos sistemas de succión, uno para la orina y otro para las heces, que también se encargan del

almacenaje de los desechos para su posterior reciclaje o destrucción. Además, disponen de soportes y mecanismos de sujeción con velcro para los astronautas. [49]

En el WCS, el cubículo tiene un área aproximada de 0,51 m<sup>2</sup> (27 por 29 pulgadas), y el peso total del sistema es de 113,4 kg (“250 pounds”). Por tanto, se estimará un peso similar a este en el módulo lunar. [50] [51]



*Figura 33: Sistema WHC antes de ser situado en el Node 3 de la ISS [49]*

Para ducharse, los astronautas utilizan toallitas de jabón sin espuma. En la estación Mir se instaló una ducha, pero suponía un gasto de agua que no compensaba su utilidad. Además, se cambian frecuentemente de ropa, por lo que la suciedad no supone un problema. [44]

Además de los 113 kg del sistema de eliminación de desechos, el resto de estas instalaciones se estimará en 600 kg. Aquí se incluirá la ropa, los elementos para lavarse y varias cabinas para dormir con todos sus componentes.

#### **4.3.6 Baterías**

El suministro eléctrico de los paneles solares a la estación no será permanente, pues durante algunos periodos la Luna o la Tierra se interponga entre la estación y el Sol, inutilizando los paneles. Por ello, se debe contar con baterías que almacenen la suficiente energía eléctrica para suministrar a todos los sistemas durante estos periodos.

La Estación Espacial internacional contaba con 48 baterías de níquel-hidrógeno que en 2017 fueron sustituidas por 24 de ion litio. Cada una de estas nuevas baterías tiene las mismas dimensiones, pero su peso es significativamente menor: 195,05 kg frente a los 335,66 kg de las de Ni-H<sub>2</sub>. [52]

Si la ISS consta de 24 baterías de litio con todo el suministro eléctrico que necesita, el módulo lunar podría contar con al menos 12 de estas baterías. En el caso de que ocurriese algún inconveniente con los paneles solares y hubiese que repararlos, el suministro de estas 12 baterías daría un buen margen de seguridad para que no hubiese que desconectar ninguno de los sistemas por deficiencias energéticas. Dichas baterías se

colocarán en la zona del módulo no presurizada y deberán constar de sistemas de protección contra sobrecargas.

La masa de estas baterías supondría un aumento de 2341 kg al peso total del módulo.

#### **4.3.7 Otros elementos**

Los astronautas pasan grandes periodos de tiempo en el espacio, por lo que sus músculos y huesos acaban resintiéndose. Se pierde densidad ósea y masa muscular. Para evitar esto deben realizar suficiente ejercicio al día. En la ISS hay actualmente 3 máquinas de ejercicio en funcionamiento: T2 (“Second Generation Treadmil”), que cumple la función de máquina de correr, CEVIS (“Cycle Ergometer with Vibration Isolation System”), que permite simular que se va en bicicleta, y ARED (“Advanced Resistance Exercise Device”), que consiste en un banco de levantamiento de peso. [53]

En la estación lunar deberá haber al menos una de estas máquinas para que los tripulantes puedan mantenerse en buenas condiciones físicas. Se va a estimar un peso de 350 kg para la máquina de ejercicio y sus componentes.

Los sistemas de propulsión no serán necesarios, pues la nave Orión ya dispone de estos sistemas. Aun así, se añadirá combustible al módulo para poder realizar la maniobra de colocación en el punto deseado, pues, aunque el cohete puede enviar el conjunto hasta ese punto, es necesaria propulsión para frenarlo y mantenerlo en la órbita deseada. La nave Orión dispone de cuatro tanques de 2000 litros, dos con óxidos de nitrógeno mezclados y dos con monometil hidracina. Se añadirá en el módulo otro tanque de cada tipo, suponiendo un aumento de peso estimado de 4500 kg. [54]

El hecho de añadir estos dos nuevos tanques puede suponer un gran aumento de volumen, pero se pueden incluir en la zona exterior de la parte no presurizada que no está ocupada por los paneles solares.

Otros elementos se han tenido en cuenta, pero no se ha considerado oportuno su adición al peso del módulo. Por ejemplo, las posibles paredes de separación dentro del módulo no serán elementos estructurales, por lo que podrían fabricarse en un material muy ligero.

Finalmente, se va a dejar un margen considerable con respecto a las toneladas máximas proporcionadas por el cohete para que se puedan tener en cuenta la instalación de tuberías, sistemas electrónicos, etc.

#### **4.4 Peso y dimensiones definitivas**

Con todos los elementos del módulo calculados, la longitud final del módulo será de 8,4 metros teniendo en cuenta que la zona no presurizada del módulo mide 1 metro, la zona presurizada son 7 metros y el sistema de acoplamiento superior tiene una longitud de 0,4 metros. En su punto más ancho, el módulo tendrá 4 metros de diámetro, y si se añaden los paneles solares plegados, este ancho sube a 5,45 metros.

El peso de los elementos externos e internos del módulo ha dado un peso final de 26400 kg. La masa de cada una de las partes se indica en la siguiente tabla:

<b>Elementos del exterior</b>	<b>Peso (kg)</b>
Casco	19181
Paneles solares	2466
Sistemas de acoplamiento	840
Sujeciones	44
	<b>22531</b>
<b>Elementos del interior</b>	<b>Peso (kg)</b>
Peso de la tripulación	454,00
Comida	618
Agua y oxígeno	1680
Instalaciones de supervivencia básica	713,00
Baterías	2341,00
Combustible	4500
Máquina de ejercicio	350,00
	<b>10656,00</b>
<b>Peso total del módulo:</b>	<b>33187 kg</b>

*Tabla 10: Peso total de cada uno de los elementos del módulo*

#### 4.5 Diseño definitivo de la estación

Tal y como se ha visto en el anterior apartado, las dimensiones y el peso del módulo diseñado no exceden las limitaciones dadas por el cohete. La forma cónica del hueco en el que se va a situar el módulo durante el despegue permite que se puedan emplazar los paneles solares plegados. Las 45 toneladas disponibles tampoco se ven excedidas teniendo en cuenta que habrá que añadir el peso de todos los sistemas eléctricos de la nave. Aun así, quedan más de 10 toneladas útiles con las que se podría aumentar el número de tripulantes o añadir algún laboratorio que en un principio iba a ser lanzado con otro módulo.

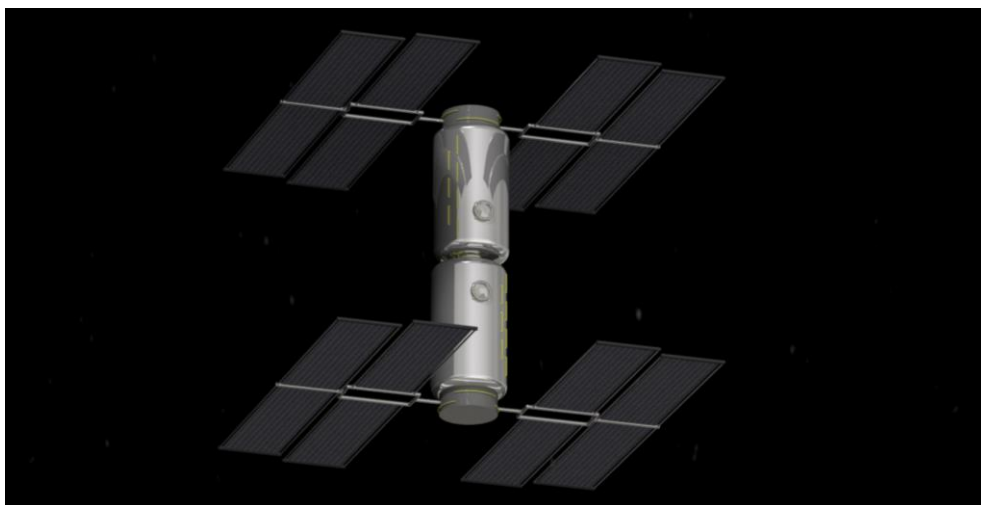
Puede que el cohete seleccionado esté sobredimensionado para el módulo que va a lanzar, pero el siguiente más potente disponible estaría muy limitado o no conseguiría llevar las 33,19 toneladas del módulo y las 25 toneladas de la nave Orión hasta la órbita de la Luna.





*Figura 34: Módulo en cohete. Se puede apreciar que cabe en el hueco proporcionado*

Una vez situado en su órbita, el módulo se podrá unir a otros similares a él para formar la estación lunar. Además, irá unida a uno de ellos la nave Orión. Una propuesta para esta estación es la unión de dos módulos mediante sus puertos de atraque superiores y la colocación de la Orión en un lateral.



*Figura 35: Proposición de estación lunar con dos módulos*





*Figura 36 Estación espacial diseñada en la órbita de la Luna*

## **5. Análisis estructural**

Una vez diseñado el módulo para la estación espacial, se va a proceder a realizar un análisis tensional de su estructura. Para ello, se van a simplificar tanto las cargas que deberá soportar, como la propia estructura del módulo. El análisis se realizará mediante el software Abaqus, que se basa en el método de los elementos finitos para realizar los cálculos.

### **5.1 Simplificación del modelo**

Para introducir la estructura del módulo en el programa de cálculo, se va a simplificar el diseño realizado previamente. Por tanto, sólo se tendrá en cuenta la parte estructural del casco, ya que es la zona que soportará las cargas aplicadas a la totalidad del conjunto. Previamente se ha estimado una estructura cuya geometría se respetará para evitar superar las dimensiones máximas determinadas por la cofia del cohete. Para el cálculo del peso se ha estimado un grosor de dicha estructura de 50 milímetros, pero este dato se podrá variar en diversas partes del módulo en función de los resultados tensionales obtenidos. También se podrá variar con respecto al diseño inicial la posibilidad de añadir vigas en el interior del módulo, siempre y cuando no interfieran en el espacio habitable.

Con respecto a las numerosas cargas que sufrirá el módulo, se van a obviar las tensiones térmicas tanto del despegue como de la estancia en el espacio, así como las vibraciones y el impacto de asteroides. La omisión de estas tensiones supondrá una simplificación del modelo para que el cálculo se pueda centrar en las cargas más críticas: el despegue y la diferencia de presión entre el módulo y el exterior.

Para el cálculo de despegue se va a intentar imitar el perfil de aceleraciones del cohete SLS, tratando de simularlo de la manera más realista posible. Para ello se va a crear una función en el programa Abaqus en la que varíe la aceleración a lo largo del tiempo. Cada intervalo de tiempo introducido en la función de Abaqus corresponde a 15 segundos del despegue real.

Además, a la estructura a analizar durante el despegue se le añadirá el peso de los paneles solares, pues suponen más de una tonelada cada uno de los dos soportes fotovoltaicos. Dicho peso supondrá una fuerza que también variará con la aceleración, por lo que su valor en cada momento también influirá en la aplicación de esta carga.

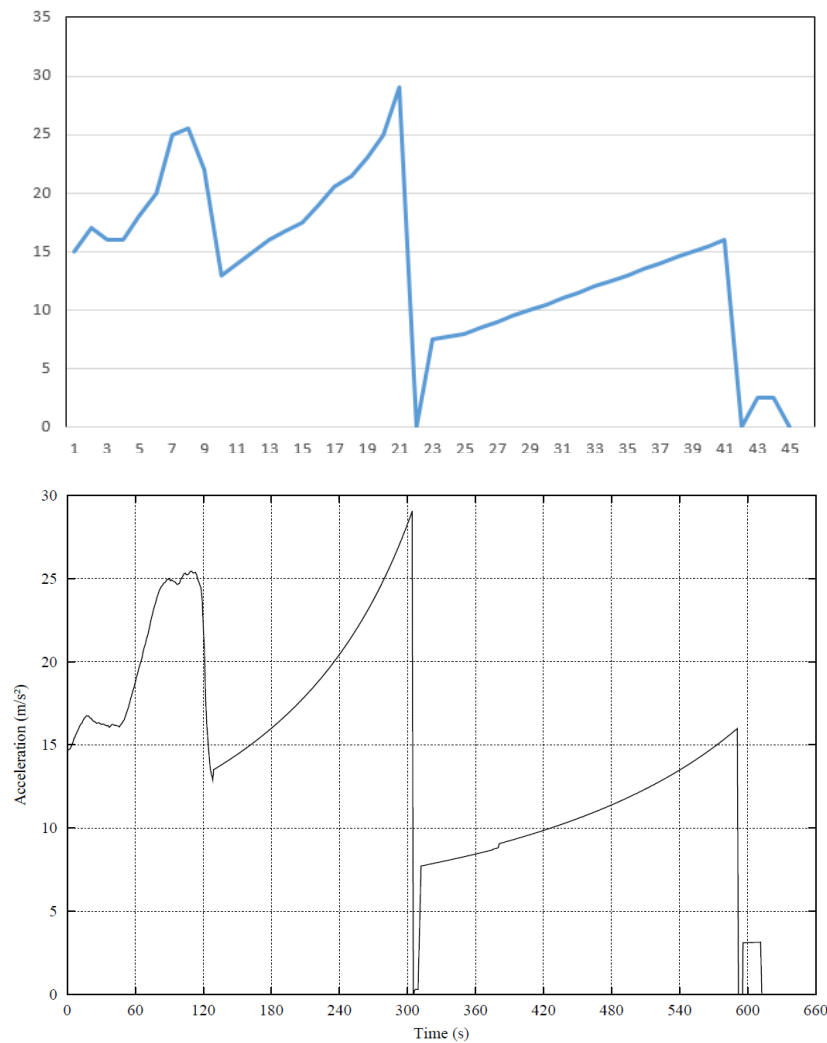


Figura 37: Arriba, perfil de aceleraciones introducido en el análisis estructural. Abajo, perfil de aceleraciones del cohete SLS. [23]

Con respecto a la diferencia de presión entre el módulo y el exterior una vez se encuentre en el espacio, se va a realizar un análisis en el que haya 1 atmósfera de presión en el interior y vacío en el exterior. Al contrario que el despegue, que afecta a toda la estructura, en este análisis sólo se tendrá en cuenta la zona presurizada del módulo. Además, como al estar flotando en el espacio no tendrá ningún tipo de sujeción, se va a suponer un empotramiento en la zona que une la parte presurizada con la que no lo está.

## 5.2 Análisis del despegue

- **Diseño estructural**

En este análisis se va a tener en cuenta toda la estructura del módulo, pues se verá afectada en su totalidad por la aceleración del despegue. Su forma ha sido similar a la del diseño inicial, pero se ha añadido un anillo interior en la zona no presurizada para ayudar al reparto de cargas. Se ha dibujado por revolución, mediante un elemento de tipo placa (“Shell”), ya que sus dimensiones son considerablemente mayores a su espesor. Además,

esto también ayudará a que se utilicen menor número de elementos, ya que, al haber utilizado la versión Abaqus Student, el programa está limitado a un total de 1000.

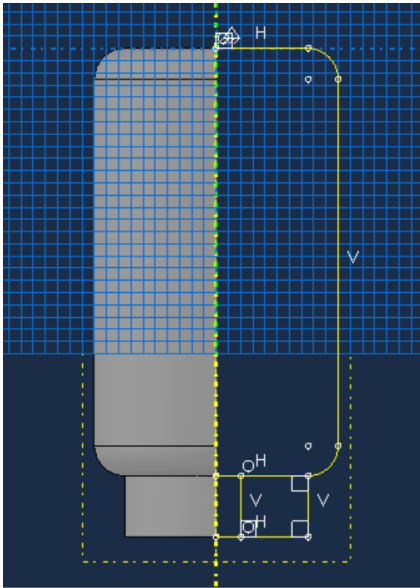


Figura 38: Boceto de la estructura del módulo durante el despegue

Se va a utilizar aluminio 7050-T7451, que tiene un limite elástico de 469 MPa y las siguiente propiedades:

Mass Density	Young's Modulus	Poisson's Ratio
2.83E-06	71700	0.33

Figura 39: Propiedades del Aluminio 7050-T7451 introducidas en Abaqus

Aunque el material sea el mismo en todo el diseño, los espesores variarán en función de la tensión que tengan que soportar. Por ello, los espesores varían desde 6 mm en las zonas donde soporta menos tensión hasta 150 mm en la zona inferior del módulo, donde debe soportar todo el peso del la estructura. En la imagen siguiente, el color rosa corresponde a 6 milímetros, el verde a 15 mm, el amarillo a 30 mm, el rojo a 75 mm y el azul a150 mm. El anillo interior tendrá un espesor de 6 milímetros.

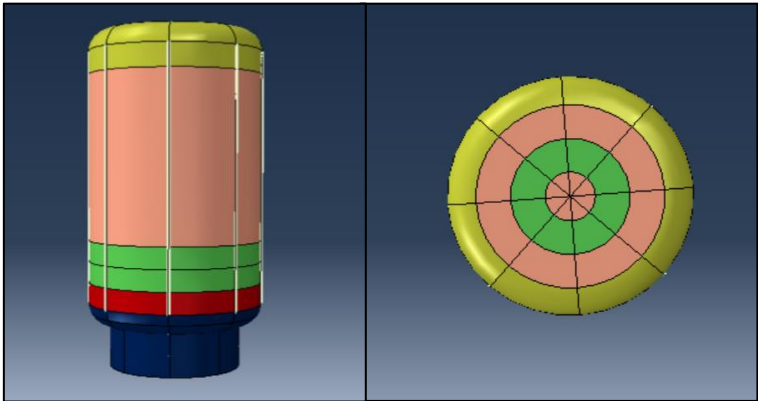


Figura 40: Distribución de las secciones de la estructura

A parte de la estructura diseñada en un principio, también se van a incluir vigas en el interior del casco, entre la zona habitable y la placa exterior. Estas se dibujarán con elementos tipo viga (“Beam”), ya que su longitud será mucho mayor que su sección. También suponen una menor utilización de elementos.

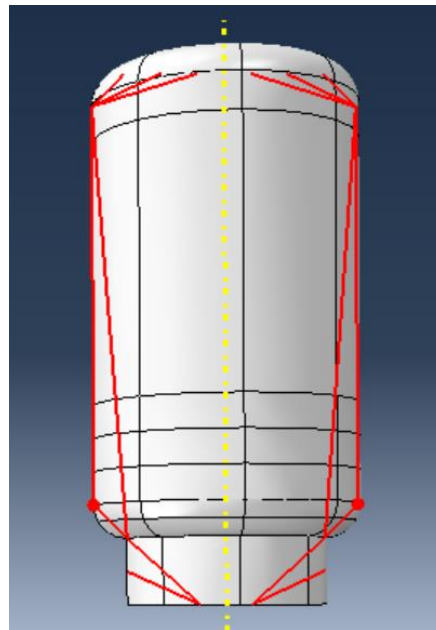


Figura 41: Boceto de la distribución de las vigas en el módulo

Se van a diseñar un total de 4 secciones como las de arriba, que ayudarán a soportar el peso de los elementos superiores y a distribuir su carga. Al igual que el casco, serán de aluminio 7050-T7451, pero el área transversal dependerá de donde están situadas.

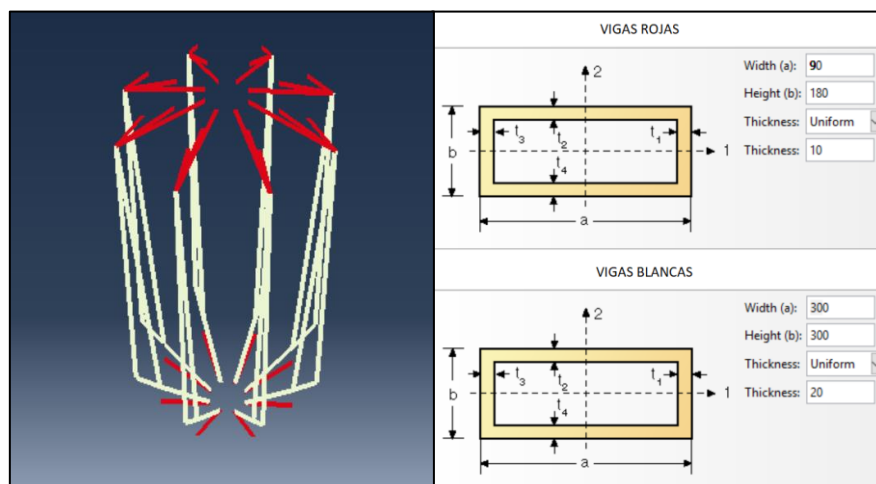


Figura 42: Distribución de las secciones de las vigas

- **Cargas y condiciones de contorno**

Tal y como se ha explicado antes, en este análisis se van a tener en cuenta dos cargas: el peso de los paneles solares y la aceleración del módulo. Ambas se van a ver

afectadas por la variación en la aceleración durante el despegue, por lo que su valor variará mediante una función temporal.

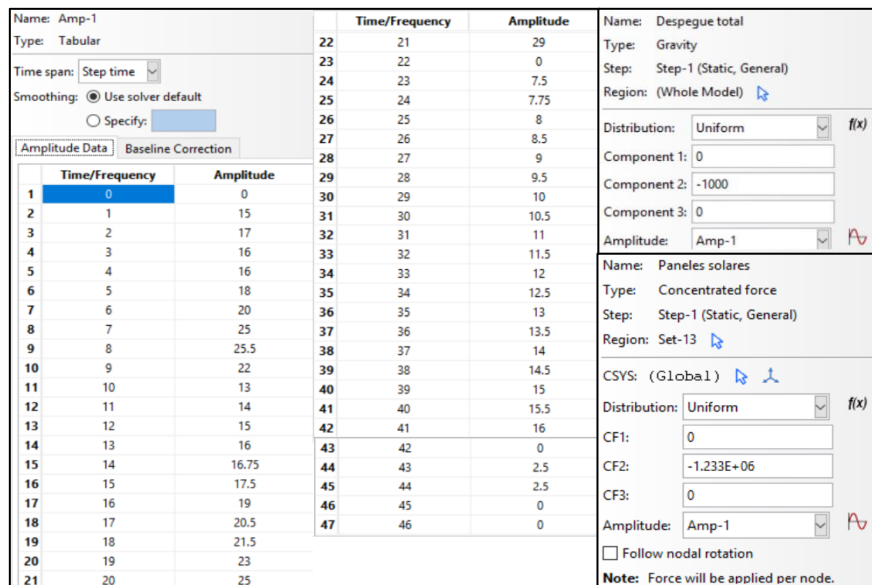


Figura 43: Aceleración en función del tiempo y cargas introducidas en Abaqus

Cada uno de los dos soportes de los paneles solares pesa 1233 kg, por lo que habrá que aplicar en los dos puntos en los que se apoyan, dicha masa multiplicada por la aceleración en cada instante, teniendo en cuenta la consistencia de unidades. La aceleración del despegue se tendrá en cuenta mediante la aplicación de una carga gravitatoria en la totalidad del conjunto.

Por último, el módulo se sujetará al cohete mediante un empotramiento en la base de la zona no presurizada. Esto evitará cualquier movimiento durante la fase de despegue.

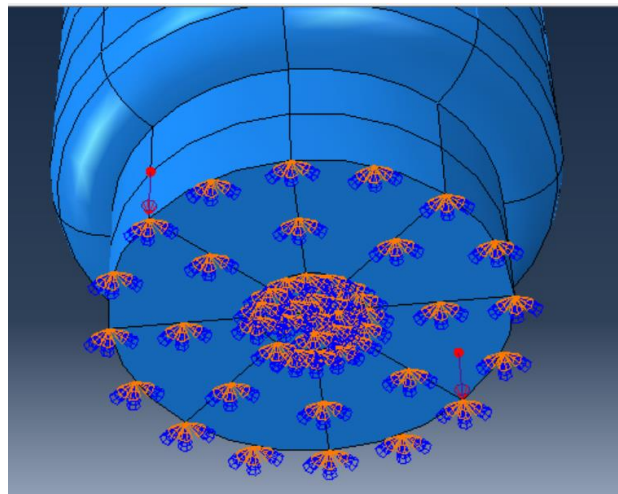
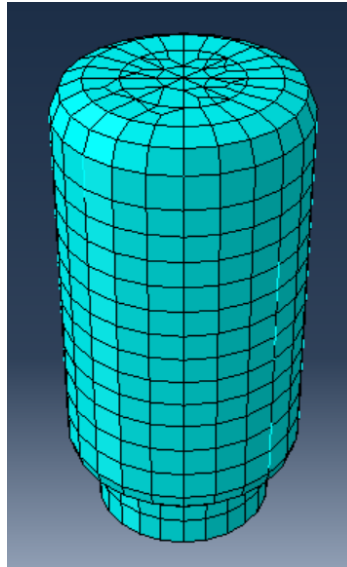


Figura 44: Empotramiento en la base del módulo

- **Mallado**

Se va a intentar que el mallado tenga el mayor número de elementos posibles, ya que así aumenta la precisión de cálculo del programa. Se ha conseguido una malla con 907 nodos y 1023 elementos, mediante una separación aproximada de 450.

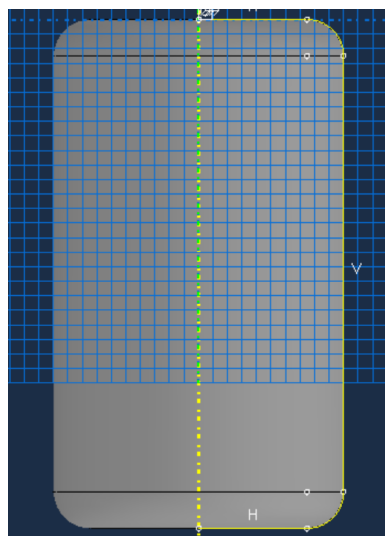


*Figura 45: Malla utilizada durante el análisis del despegue*

### 5.3 Análisis de la presurización

- **Diseño estructural**

Una vez analizado el despegue, se procederá a analizar cómo afecta la presión interior a la zona presurizada del módulo. Para ello, se va a eliminar del análisis la zona no presurizada, que será sustituida por un empotramiento. También se eliminarán las vigas, que al ser elementos tipo beam, no se verán afectadas por la presión aplicada longitudinalmente.



*Figura 46: Boceto de la estructura del módulo durante el análisis de presión*

Las secciones estimadas durante el análisis del despegue se mantendrán, y si hay que aumentarlas durante el análisis de la presión, habría que volver a realizar el análisis de despegue para ver si no se produce ninguna deformación permanente.

- **Cargas y condiciones de contorno**

En este análisis se tendrá únicamente en cuenta la tensión producida por la diferencia de presiones entre el interior y el exterior del módulo. Para aplicarla, se pondrá a lo largo de toda la superficie interior una presión distribuida equivalente a 1 atmósfera, o 0.101 MPa, para que las unidades sean consistentes.

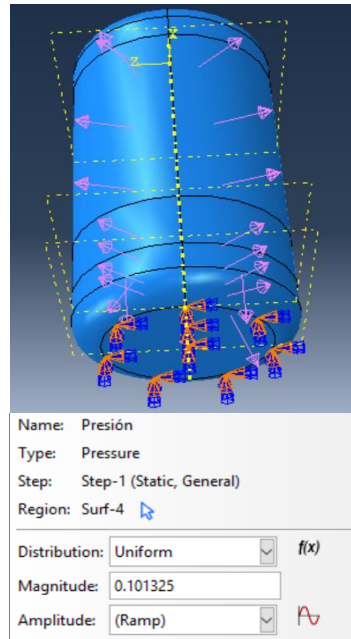


Figura 47: Distribución de presiones y empotramiento durante el análisis de presión

- **Mallado**

Al haber quitado los elementos tipo viga y la zona del módulo no presurizada, la superficie a mallar es menor, por tanto, la distancia de separación se ha podido reducir a 330, dando 985 nodos y 991 elementos.

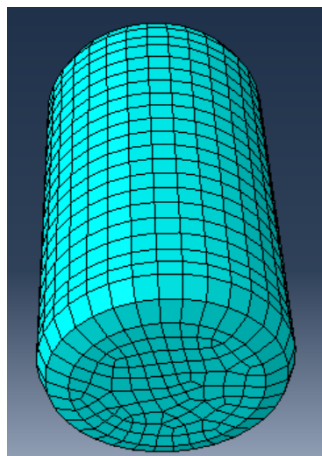


Figura 48: Malla utilizada durante el análisis de presión



## 5.4 Resultados del análisis estructural

El primer análisis de despegue, con las condiciones dadas anteriormente, ha dado los siguientes valores de tensión de Von Mises, deformación y desplazamiento:

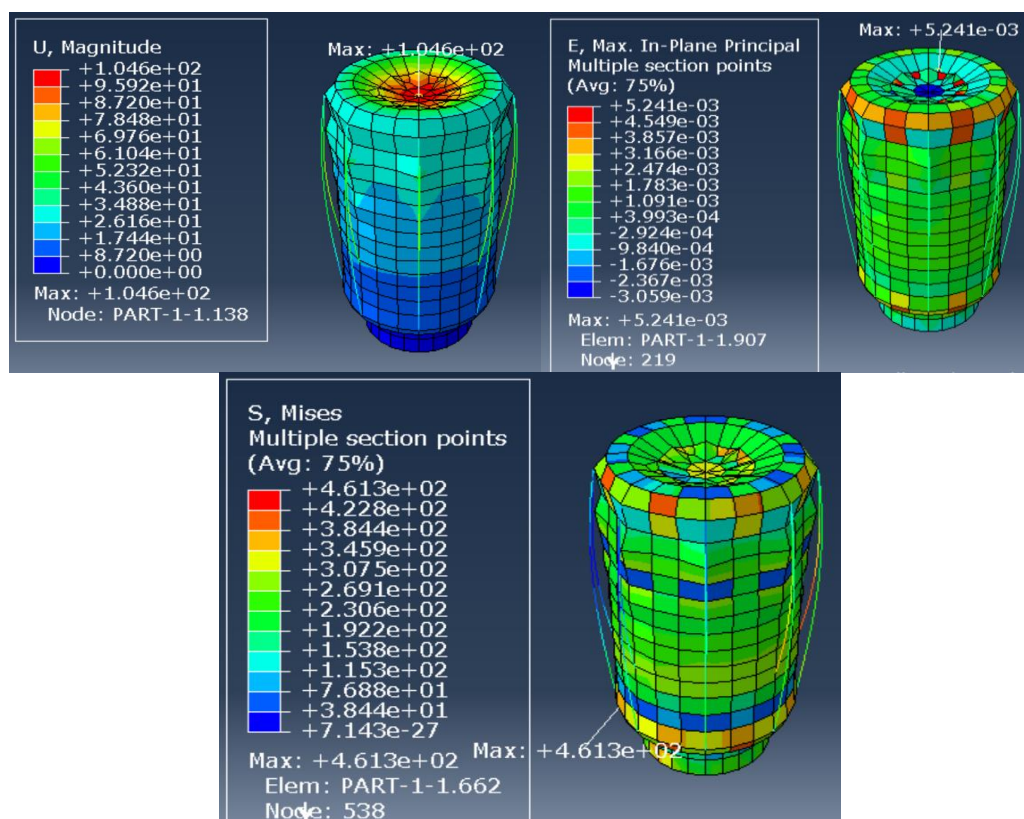


Figura 49: Valores de desplazamiento, deformación y tensión de Von Mises durante el primer análisis del despegue

Con la tensión de Von Mises se cumple el criterio de no plastificación de ninguna parte de la estructura, por lo que se puede dar el modelo como correcto. La máxima tensión se da en la zona inferior de las vigas verticales, así como en sus puntos de apoyo en la placa. Por este motivo ha habido que diseñar unas vigas de gran tamaño y un anillo externo superior grueso. La zona de arriba no debía ser demasiado pesada, pues su peso se vería reflejado en las zonas inferiores. Aun así, en el anillo externo inferior se dan tensiones muy altas, por lo que su grosor se ha aumentado considerablemente. Cabe destacar el aumento de tensión en la zona de la parte no presurizada en la que se aplican las cargas de los paneles solares.

La deformación máxima se ha dado en la zona central superior, pues se ha diseñado con un espesor muy pequeño. También ha habido gran deformación en los nodos del anillo exterior de arriba que estaban sometidos a más tensión. Estas deformaciones no suponen un problema considerando que, tras finalizar el despegue, volverán a su estado inicial.

El desplazamiento máximo ha sido de 100 milímetros, una distancia considerable. Pero al tratarse de una estructura muy larga, es normal que durante la compresión se vaya acumulando la deformación hasta la zona superior. También se ha podido producir el

fenómeno de pandeo. No supondrá un problema, pues al igual que la deformación, volverá a su estado inicial tras el despegue.

El peso final de la estructura utilizada en el análisis ha sido de 20330,35 kg, una tonelada más de lo estimado en el diseño. Esto no supondrá un problema pues había más de diez toneladas de margen con respecto a la máxima carga que acepta el cohete.

El análisis de presión ha supuesto una tensión muy por encima del límite elástico del material utilizado en la zona superior del módulo (en las dos secciones que tenían 6 milímetros de espesor). Por ello, se ha tenido que cambiar la sección del centro a 8 milímetros, y la del segundo anillo a 20 milímetros.

Los resultados obtenidos con estos nuevos espesores han sido los siguientes:

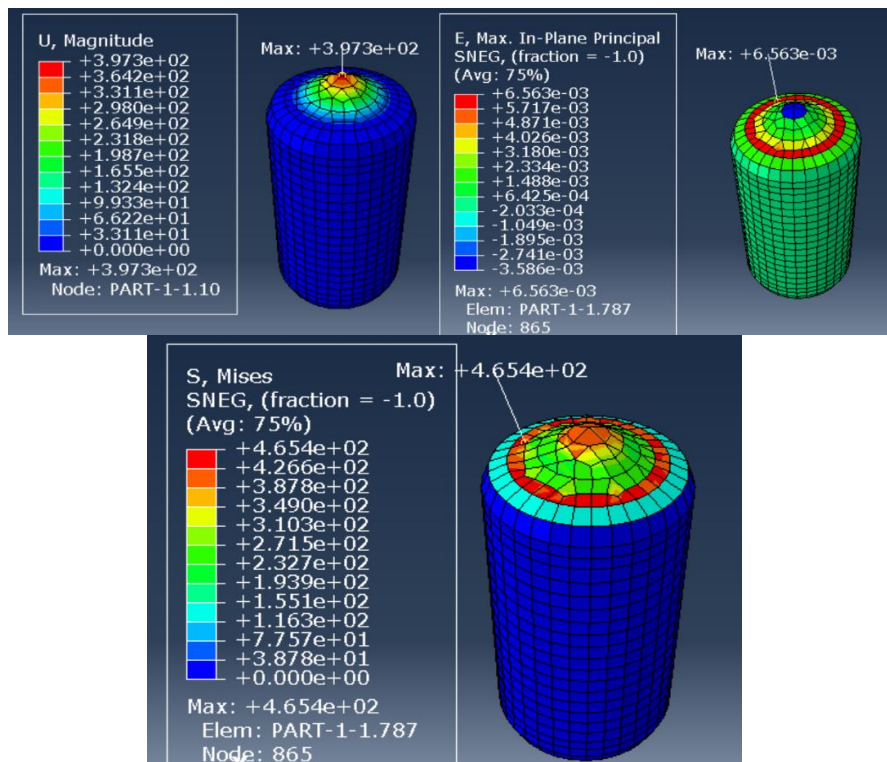


Figura 50: Valores de desplazamiento, deformación y tensión de Von Mises durante el análisis de presurización

Las zonas a las que se les ha cambiado el espesor siguen siendo las que más tensión sufren. Prácticamente la mayoría de la tensión se dará en ellas. La principal diferencia es que ahora no se produce plastificación, y el módulo podría volver a su posición inicial.

La deformación máxima también se ha dado en esta zona, sobre todo en el segundo anillo, en el que ahora hay 2 centímetros de espesor.

El desplazamiento máximo ha sido de casi 40 centímetros, lo cual supone una distancia notable. Este punto podría resultar un problema, pero hay que tener en cuenta que se han obviado las vigas que sujetaban esta capa, las cuales podrían haber asegurado que el desplazamiento producido sería mucho menor.

Además, hay que considerar que este punto en el que se producen las mayores tensiones y desplazamientos es un sistema de acoplamiento, por lo que la unión del módulo con la nave Orión u otro módulo, liberaría las tensiones producidas en dicho punto.

Por último, como se han cambiado las secciones de la capa superior, se ha tenido que repetir el análisis del despegue, dando los siguientes resultados:

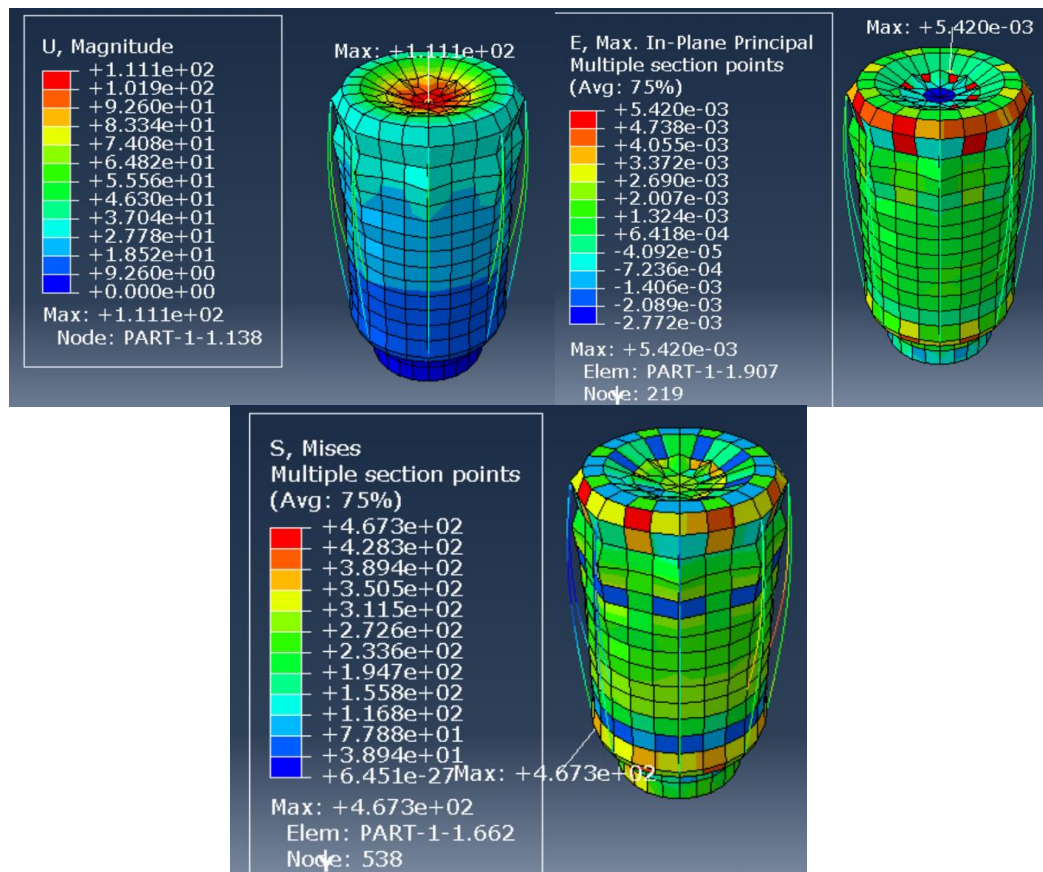


Figura 51: Valores de desplazamiento, deformación y tensión de Von Mises durante el segundo análisis del despegue

Se puede apreciar que todos los valores han aumentado con respecto al primer análisis realizado, pero muy poco y sin llegar al límite elástico del material. La máxima tensión se sigue dando en la zona inferior de las vigas, y también se dan valores muy altos en los anillos exteriores, principalmente en el superior. El desplazamiento ha aumentado un centímetro, pero al igual que en el anterior análisis no supone un problema.

El cambio del espesor también ha supuesto el aumento del peso de la estructura, llegando hasta los 20441,01 kg. Este dato sigue sin suponer un inconveniente, ya que no se van a superar las especificaciones del cohete.

## 6. Presupuesto y dedicación del proyecto

En este capítulo se va a estimar el coste de la realización de este proyecto de diseño y análisis preliminar. También se va a indicar cuánto tiempo se ha dedicado a desarrollar cada una de las partes de la memoria.

A continuación se muestra un gráfico que detalla los días que se han destinado a realizar cada uno de los capítulos más importantes de este trabajo, así como el porcentaje aproximado de la dedicación total que ha conllevado cada tarea.

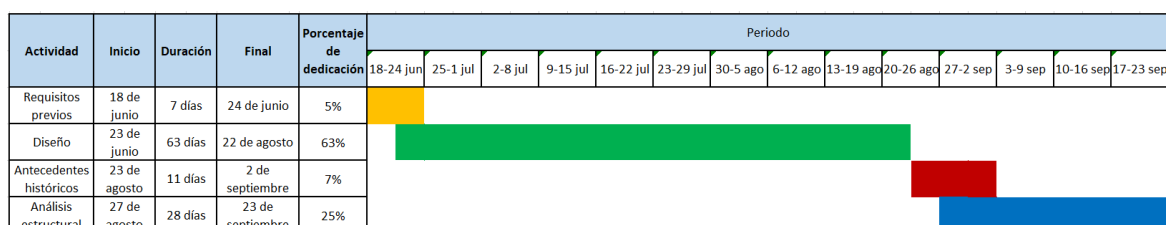


Figura 52: Gráfico de la dedicación a cada una de las partes del proyecto

El capítulo de diseño ha supuesto tanto tiempo porque, durante la búsqueda de la información necesaria para escribirlo, se ha ido esbozando el módulo mediante el programa de CAD Autodesk Inventor. En el apartado de análisis se ha utilizado el software Autodesk en la versión para estudiante.

Una suscripción mensual al software de AutoCAD, que contiene entre otros programas Inventor, supone un precio de 260,15 €, por lo que con los 2 meses de diseño va a suponer un coste de 520,30 €. El coste de la suscripción anual a Abaqus se va a estimar en 20000 €, por lo que el mes de uso va a costar 1666,67 €.

Se va a suponer un sueldo por hora de 25 € y una jornada de 8 horas. Teniendo en cuenta los fines de semana, pero obviando los festivos, el coste de mano de obra va a ser de 14000 €.

La totalidad del coste de este proyecto va a implicar un coste total de 16187 €.

	Coste
<b>Mano de obra</b>	14000 €
<b>Inventor</b>	520,3 €
<b>Abaqus</b>	1666,67 €
	<b>16186,97 €</b>

Tabla 11: Coste total del proyecto

## 7. Conclusión y trabajos futuros

Durante toda esta memoria se ha tratado de diseñar un módulo de la manera más realista posible, teniendo en cuenta cómo se ha llevado a cabo la construcción de las estaciones espaciales que ha habido a lo largo de la historia orbitando nuestro planeta, pudiendo así hacernos una idea de cuál es el camino lógico para conseguir una estructura de esta complejidad.

También se ha intentado delimitar su proyección mediante unos requisitos tanto de diseño como estructurales en los que se han tenido en cuenta desde la posición en la que iba a estar situado el módulo hasta la manera de llegar a dicho punto. Se han expuesto una serie de cohetes que están siendo utilizados en la actualidad, mediante los cuales nos hemos podido hacer una idea objetiva de cuáles son las dimensiones y pesos que se pueden llevar al espacio hoy en día.

Se ha tratado que las tecnologías que se han utilizado en el módulo sean lo más óptimas posibles para la ejecución del diseño, utilizando algunas que, aunque no están en uso actualmente, sí están siendo desarrolladas y su aplicación sea viable en pocos años.

El hecho de haber calculado al alza el peso de algunos elementos del interior del módulo ha sido para aumentar la viabilidad de la estructura diseñada, aunque en las misiones espaciales reales cada componente debe estar presente en el módulo en su justa medida, para optimizar el peso y el espacio en la estructura.

Durante toda la parte de diseño se ha intentado presentar un modelo lo más cerrado posible y con una holgura suficiente por si era necesario realizar algún cambio tras el análisis estructural. Finalmente, esto ha sido necesario, pero no ha supuesto ningún problema con respecto a los requisitos que se habían presentado anteriormente.

En resumen, se han tratado de valorar todos los factores que pudiesen influir en la creación del módulo, sin entrar en los detalles técnicos para los que harían falta conocimientos muy superiores de ingeniería aeroespacial. Alguien con dichos conocimientos podría partir de este diseño y ampliar las especificaciones que tendrá el módulo lunar.

Con respecto al análisis, se han intentado simplificar las cargas aplicadas, así como la geometría, ya que se trata de un análisis preliminar. Este es uno de los puntos que también se podrían ampliar en trabajos futuros, procurando realizar un análisis más realista, tal y como una misión de este tipo merece.

El siguiente paso con respecto al análisis estructural realizado podría ser un análisis de pandeo debido a la forma de la estructura. Este estudio podría explicar por qué se producen tantos desplazamientos en la zona superior del módulo durante el despeque.

Otro análisis a realizar podría ser la evaluación térmica de la capa aislante y ver si el espesor estimado es correcto para el ambiente sobre el que va a tener que trabajar. También se podría hacer un estudio de la radiación que atraviesa el casco del módulo, y por supuesto, ejecutar un análisis dinámico de todos los conjuntos de fuerzas por los que tendrá que pasar la estructura.

En definitiva, este es un proyecto que se podría ampliar con estudios futuros para poder llevar a cabo la creación de una estación en la órbita de la Luna, que es un proyecto que debería ser tenido en cuenta para continuar con el progreso científico en materia aeroespacial, pudiendo ser un punto de partida para realizar estudios de nuestro satélite o colonizar otros planetas.



## Bibliografía

- [1] D. Marín, “Una estrella en órbita: las estaciones espaciales soviéticas”, *Naukas*, 12-07-2010. [En línea]. Disponible en: “<https://danielmarin.naukas.com/2010/07/12/una-estrella-en-orbita-las-estaciones-espaciales-sovieticas/>”
- [2] W. D. Compton, C. D. Benson, “Living and working in space. A history of Skylab”, NASA, Estados Unidos, Informe Técnico NASA-SP-4208, NAS 1.21:4208, LC-81-22424, 01-01-1983. [En línea]. Disponible en: “<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19840017669.pdf>”
- [3] D. Harland, *The history of Space Station Mir*. Springer Praxis Books, 2005
- [4] D. Marín, “15 años de la ISS: algunas cosas que quizás no sabías sobre la estación espacial internacional”, *Naukas*, 20-11-2013. [En línea]. Disponible en: “<https://danielmarin.naukas.com/2013/11/20/15-anos-de-la-iss-mitos-sobre-la-estacion-espacial-internacional/>”
- [5] ESA, “Building the International Space Station”. [En línea]. Disponible en: “[https://www.esa.int/Our\\_Activities/Human\\_Spaceflight/International\\_Space\\_Station/Building\\_the\\_International\\_Space\\_Station3](https://www.esa.int/Our_Activities/Human_Spaceflight/International_Space_Station/Building_the_International_Space_Station3)”
- [6] D. Marín, “Adiós a la estación espacial china Tiangong 1”, *Naukas*, 02-04-2018. [En línea]. Disponible en: “<https://danielmarin.naukas.com/2018/04/02/adios-a-la-estacion-espacial-china-tiangong-1/>”
- [7] D. Marín, “Lanzamiento de la estación espacial china Tiangong 2 (Larga Marcha CZ-2F/T)”, *Naukas*, 20-09-2016. [En línea]. Disponible en: “<https://danielmarin.naukas.com/2016/09/20/lanzamiento-de-la-estacion-espacial-china-tiangong-2-larga-marcha-cz-2fg/>”
- [8] B. N. Griffin, D. Smitherman, K. J. Kennedy, L. Toups, T. Gill, A. S. Howe, “SKYLAB II - Making a Deep Space Habitat from a Space Launch System Propellant Tank”, presentada en AIAA Space 2012, Pasadena M.D., Estados Unidos, 11-13 sep 2013. [En línea]. Disponible en: “<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20120016760.pdf>”

[9] D. Marín, “La estación lunar Gateway toma forma”, *Naukas*, 29-08-2018. [En línea]. Disponible en: “<https://danielmarin.naukas.com/2018/08/29/la-estacion-lunar-gateway-toma-forma/>”

[10] R. Martínez, G. Condon, J. Williams, “Time and Energy, Exploring Trajectory Options Between Nodes in Earth-Moon Space”, presentada en Global Space Exploration Conference, Washington, DC, Estados Unidos, 22-24 may 2012. [En línea]. Disponible en: “<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20120008632.pdf>”

[11] NASA, “Higher Altitude Improves Station's Fuel Economy”, 14-02-2011. [En línea]. Disponible en: “[https://www.nasa.gov/mission\\_pages/station/expeditions/expedition26/iss\\_altitude.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/station/expeditions/expedition26/iss_altitude.html)”

[12] D. Marín, “Orión: viajando a la cara oculta de la Luna”, *Naukas*, 25-11-2010. [En línea]. Disponible en: “<https://danielmarin.naukas.com/2010/11/25/orion-viajando-a-la-cara-oculta-de-la-luna/>”

[13] A. Zak, “Medium variant to expand Proton family”, *Russian Space Web*, 27-06-2018. [En línea]. Disponible en: “<http://www.russianspaceweb.com/proton-medium.html>”

[14] D. Marín, “Los cohetes rusos Protón dejarán de volar en 2025”, *Naukas*, 16-01-2015. [En línea]. Disponible en: “<https://danielmarin.naukas.com/2015/01/16/los-cohetes-rusos-proton-dejaran-de-volar-en-2025/>”

[15] A. Zak, “Angara-5 to replace Proton”, *Russian Space Web*, 22-07-2018. [En línea]. Disponible en: “<http://www.russianspaceweb.com/angara5v.html>”

[17] Space X, “Falcon 9”. [En línea]. Disponible en: “<https://www.spacex.com/falcon9>”

[18] Space X, “Falcon Heavy”. [En línea]. Disponible en: “<https://www.spacex.com/falcon-heavy>”

[19] ESA, “Ariane 5 ECA”. [En línea]. Disponible en: “[https://www.esa.int/Our\\_Activities/Space\\_Transportation/Launch\\_vehicles/Ariane\\_5\\_ECA](https://www.esa.int/Our_Activities/Space_Transportation/Launch_vehicles/Ariane_5_ECA)”



- [20] D. Marín, “El diseño definitivo del Ariane 6”, *Naukas*, 07-04-2016. [En línea]. Disponible en: “<https://danielmarin.naukas.com/2016/04/07/el-diseno-definitivo-del-ariane-6/>”
- [21] T. May, “NASA Space Launch System SLS: State of the Rocket”, presentada en AIAA Space 2013 Conference, San Diego, CA, 10-12 Sept. 2013. [En línea]. Disponible en: “<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140003219.pdf>”
- [22] D. Marín, “Hábitats de espacio profundo para la nave Orión de la NASA”, *Naukas*, 04-01-2016. [En línea]. Disponible en: “<https://danielmarin.naukas.com/2016/01/04/habitats-de-espacio-profundo-para-la-nave-orion-de-la-nasa/>”
- [23] S. S. Pietrobon, “Fly Me to the Moon on an SLS Block II”, NASA Spaceflight Forum, 20-07-2015
- [24] ESA, “Node-3”. [En línea]. Disponible en: “<http://wsn.spaceflight.esa.int/docs/Factsheets/6%20Node%203%20HR%20web.pdf>”
- [25] Aerospace Specification Metals, “Aluminium 2219-T851”. [En línea]. Disponible en: “<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA2219T851>”
- [26] Aerospace Specification Metals, “Aluminium 7050-T7451”. [En línea]. Disponible en: “<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=ma7050t745>”
- [27] K. Rojdev, E. Christiansen “Advanced Multifunctional MMOD Shield: Radiation Shielding Assessment”, International Conference on Environmental Systems (ICES), Vail, CO, Estados Unidos, 14-18 jul 2013. [En línea]. Disponible en: “<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140000953.pdf>”
- [28] Aerospace Specification Metals, “Aluminium 6061-T6; 6061-T651”. [En línea]. Disponible en: “<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=ma6061t6>”

[29] P. Fostercue, J. Stark, G. Swinerd, *Spacecraft Systems Engineering*, 4th. ed., John Wiley & Sons, 2011

[30] DuPont, “Kapton® Summary of Properties”. [En línea]. Disponible en: “<http://www.dupont.com/content/dam/dupont/products-and-services/membranes-and-films/polyimide-films/documents/DEC-Kapton-summary-of-properties.pdf>”

[31] K. Daryabeigi, S. D. Miller, G. R. Cunningham, “Heat Transfer in High Temperature Multilayer Insulation” presentada en 5th European Workshop on Thermal Protection Systems and Hot Structures, Noordwijk, Países Bajos, 17-19 May 2006. [En línea]. Disponible en: “<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20080013560.pdf>”

[32] Associazione Nazionale Poliuretano Espanso rigido (ANPE), “Polyurethane performance: Mechanical properties”. [En línea]. Disponible en: “[http://www.poliuretano.it/EN/mechanical\\_properties\\_polyurethane.html](http://www.poliuretano.it/EN/mechanical_properties_polyurethane.html)”

[33] NASA, “Advanced Solar Array Systems”, 31-10-2012. [En línea]. Disponible en: “[https://www.nasa.gov/offices/oct/home/feature\\_sas.html](https://www.nasa.gov/offices/oct/home/feature_sas.html)”

[34] B. Spence, “Optimization of the Roll-Out Solar Array (ROSA) and Mega-ROSA”, NASA Glenn Research Center; Cleveland, OH, United States, "An Overview of SBIR Phase 2 Materials Structures for Extreme Environments", p. 21, Informe Técnico NASA/TM-2015-218858, 01-08-2015. [En línea]. Disponible en: “<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20160005379.pdf>”

[35] NASA, “Roll-Out Solar Array (ROSA)”, 12-06-2017. [En línea]. Disponible en: “[https://www.nasa.gov/mission\\_pages/station/research/experiments/2139.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/experiments/2139.html)”

[36] R. Pappa, G. Rose, T. O. Mann, J. E. Warren, M. M. Jr. Milkulas, T. Kerslake, T. Kraft, J. Banik, “Solar Array Structures for 300 kW-Class Spacecraft”, NASA Langley Research Center, Hampton, VA, United States, 23-04-2014. [En línea]. Disponible en: “<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140000360.pdf>”

[37] D. Marín, “Cómo se acoplan las naves espaciales”, *Naukas*, 25-06-12. [En línea]. Disponible en: “<https://danielmarin.naukas.com/2012/06/25/como-se-acoplan-las-naves-espaciales/>”

- [38] D. Marín, “EVA 36 en la ISS: todo listo para el acoplamiento de naves tripuladas norteamericanas”, *Naukas*, 21-08-16. [En línea]. Disponible en: [“https://danielmarin.naukas.com/2016/08/21/eva-36-en-la-iss/”](https://danielmarin.naukas.com/2016/08/21/eva-36-en-la-iss/)
- [39] A. Zak, “Docking systems”, *Russian Space Web*, 26-04-2018. [En línea]. Disponible en: [“http://www.russianspaceweb.com/docking.html”](http://www.russianspaceweb.com/docking.html)
- [40] ESA, “Minigallery: views from Cupola”. [En línea]. Disponible en: [“http://www.esa.int/Our\\_Activities/Human\\_Spaceflight/Views\\_from\\_Cupola”](http://www.esa.int/Our_Activities/Human_Spaceflight/Views_from_Cupola)
- [41] J. Roberts, “The Next Generation of Suit Technologies”, 07-08-2017”. [En línea]. Disponible en: [“https://www.nasa.gov/feature/the-next-generation-of-suit-technologies”](https://www.nasa.gov/feature/the-next-generation-of-suit-technologies)
- [42] Anonymous, “Fast Facts: Spacesuits”, *Boy`s life*, vol. 104(8), p. 6, ago. 2014. [En línea]. Disponible en: [“https://bibliotecas.uc3m.es/primo-explore/fulldisplay?docid=TN\\_proquest1543805470&context=PC&vid=34UC3M\\_VU1&lang=es\\_ES&search\\_scope=TAB1\\_SCOPE1&adaptor=primo\\_central\\_multiple\\_fe&tab=tab1&query=any,contains,spacesuits&sortby=rank&offset=0”](https://bibliotecas.uc3m.es/primo-explore/fulldisplay?docid=TN_proquest1543805470&context=PC&vid=34UC3M_VU1&lang=es_ES&search_scope=TAB1_SCOPE1&adaptor=primo_central_multiple_fe&tab=tab1&query=any,contains,spacesuits&sortby=rank&offset=0)
- [43] NASA, “Human Needs: Sustaining Life During Exploration”, 16-04-2007. [En línea]. Disponible en: [“https://www.nasa.gov/vision/earth/everydaylife/jamestown-needs-fs.html”](https://www.nasa.gov/vision/earth/everydaylife/jamestown-needs-fs.html)
- [44] D. Marín, “Sistemas de reciclado en la ISS”, *Naukas*, 22-05-2009. [En línea]. Disponible en: [“https://danielmarin.naukas.com/2009/05/22/sistemas-de-reciclado-en-la-iss/”](https://danielmarin.naukas.com/2009/05/22/sistemas-de-reciclado-en-la-iss/)
- [45] Laylan, “Recycling water on the ISS: an infographic”, *ESA Vita Mission Blog*, 01-09-2017. [En línea]. Disponible en: [“http://blogs.esa.int/VITAMission/2017/09/01/recycling-water-on-the-iss-an-infographic/”](http://blogs.esa.int/VITAMission/2017/09/01/recycling-water-on-the-iss-an-infographic/)
- [46] N. Palou, “¿De dónde procede el oxígeno para los astronautas de la ISS?”, *Microsiervos*, 22-02-2018. [En línea]. Disponible en: [“https://www.microsiervos.com/archivo/ingenieria/donde-procede-oxigeno-astronautas-iss.html”](https://www.microsiervos.com/archivo/ingenieria/donde-procede-oxigeno-astronautas-iss.html)

[47] T. Malik, “Air Apparent: New Oxygen Systems for the ISS”, *Space*, 15-02-2006. [En línea]. Disponible en: “<https://www.space.com/2052-air-apparent-oxygen-systems-iss.html>”

[48] Canadian Space Agency, “Sleeping in space”, 17-06-2016. [En línea]. Disponible en: “<http://www.asc-csa.gc.ca/eng/astronauts/living-in-space/sleeping-in-space.asp>”

[49] D. Marín, “El mayor misterio del espacio”, *Naukas*, 08-05-2010. [En línea]. Disponible en: “<https://danielmarin.naukas.com/2010/05/08/el-mayor-misterio-del-espacio/>”

[50] NASA, “Waste Collection System”, 04-07-2002. [En línea]. Disponible en: “<https://spaceflight.nasa.gov/shuttle/reference/shutref/orbiter/eclss/wcs.html>”

[51] M. Abbate, “Space Shuttle Orbiter waste collection system conceptual study”, NASA, Estados Unidos, Informe Técnico NASA-CR-171844, NAS 1.26:171844, MS254V1003, 18-01-1985. [En línea]. Disponible en: “<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19850009244.pdf>”

[52] P. Harding, “EVA-39: Spacewalkers complete the upgrading of ISS batteries”, 13-01-2017, NASA. [En línea]. Disponible en: “<https://www.nasaspaceflight.com/2017/01/spacewalkers-upgrading-iss-batteries/>”

[53] Buxton, R. E., Kalogera, K. L., Hanson, A. M., “The Evolution of Exercise Hardware on ISS: Past, Present, and Future”, presentada en Annual NASA Human Research Program Investigator's Workshop (HRP IWS) 2017, Galveston, TX, Estados Unidos, 23-01-2017. [En línea]. Disponible en: “<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170011470.pdf>”

[54] ESA, “Orion Propulsion”, 19-04-2018. [En línea]. Disponible en: “[https://www.esa.int/Our\\_Activities/Human\\_Spaceflight/Orion/Propulsion](https://www.esa.int/Our_Activities/Human_Spaceflight/Orion/Propulsion)”